



[11]专利号: 5 344 100
[45]专利日期: 1994年9月6日

[54]垂直升降飞机

外国专利文件

[76]发明人: 艾伦·贾卡兰, 特立尼达和多巴哥, 法扎巴德, 136号营地

奥地利 244/23
616564 3/1961 加拿大 244/23 C

首席审查员——盖伦·1·赤脚律师、代理人或事务所——冈恩&库夫纳

[21] 应用。编号: 18, 101

[22] 归档: 1993年2月17日

[51] Int. Cl. B64C 39/06

[52] 美国 Cl 244/12.2; 244/23 摄氏度

[58] Seta-ch 244/12, 23 A, 23 B,
244/23 D, 56; 384/616, 613, 620,
585

[56] 引用参考文献

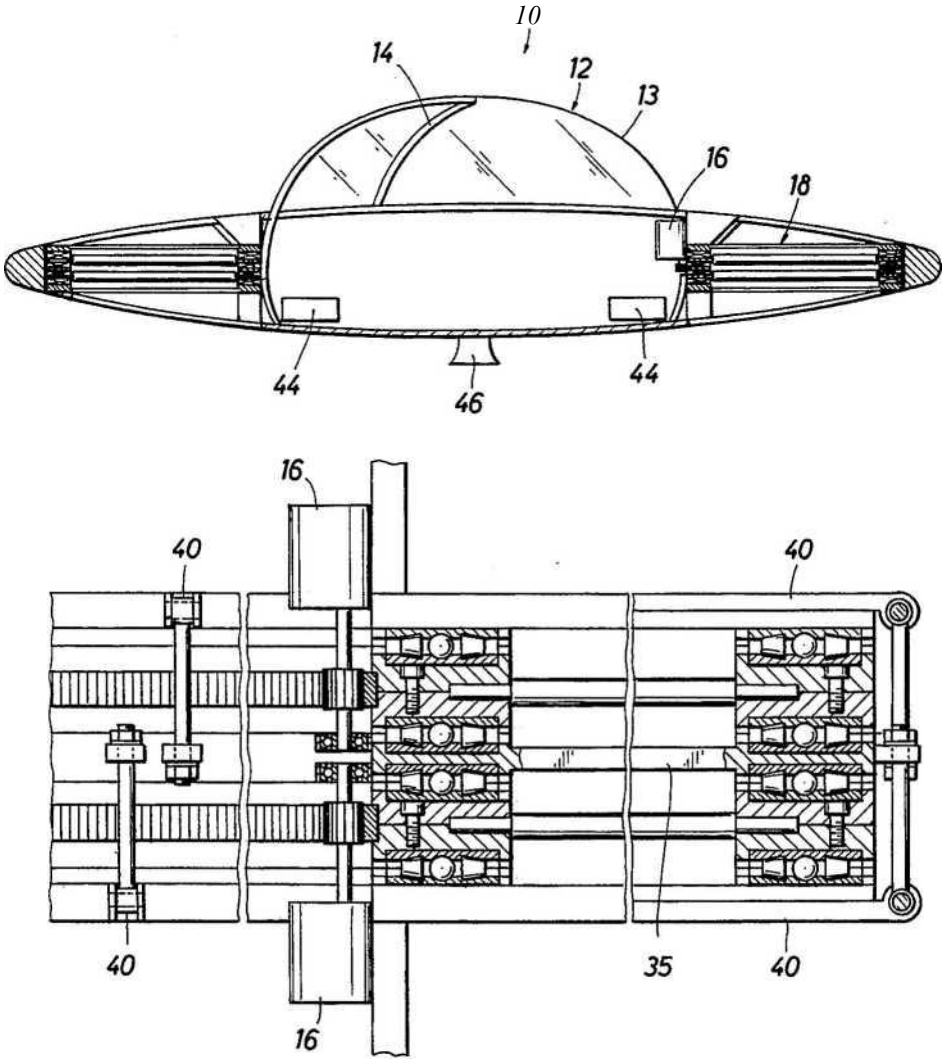
美国专利文件

[57]摘要

一种垂直升降飞机, 包括一个中心舱和一组同心的、圆形的、反向旋转的动力叶片组件。位于中央机舱的燃气涡轮发动机为旋转动力叶片组件提供动力, 以引起飞机的升力和运动。涡轮发动机废气被引导通过可旋转的排气喷嘴, 用于帮助飞机的推力和动量。燃气涡轮发动机驱动发电机, 为飞机的运行提供必要的动力。

6 权利要求, 5 张图纸

2, 951, 660 9/1960 Giliberty 244/23 D
3, 650, 583 3/1972 Itin 等 384/616
3, 774, 865 11/1973 Pinto 244/23 C
3, 997, 131 12/1976 克林 244/23 摄氏度



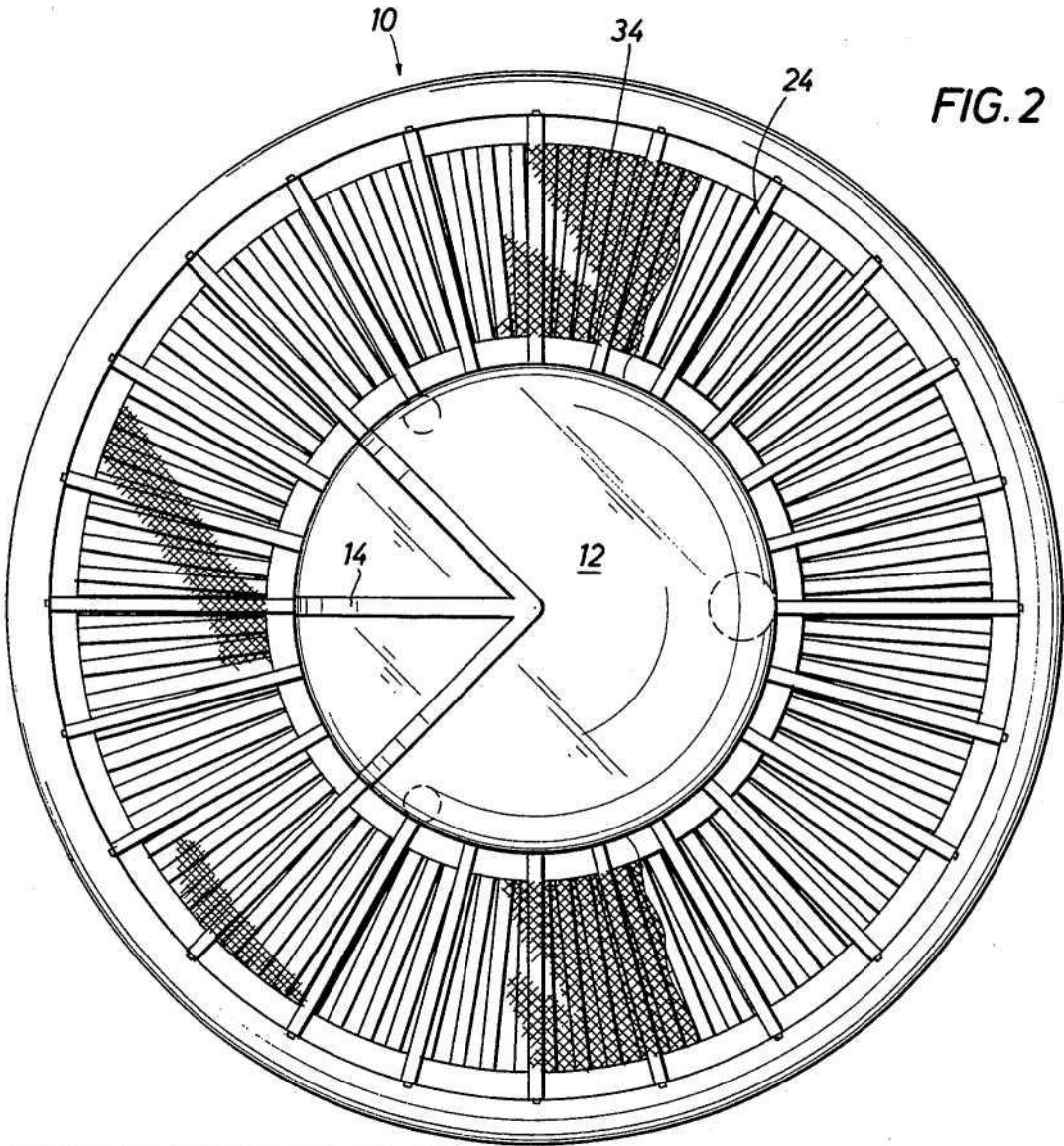
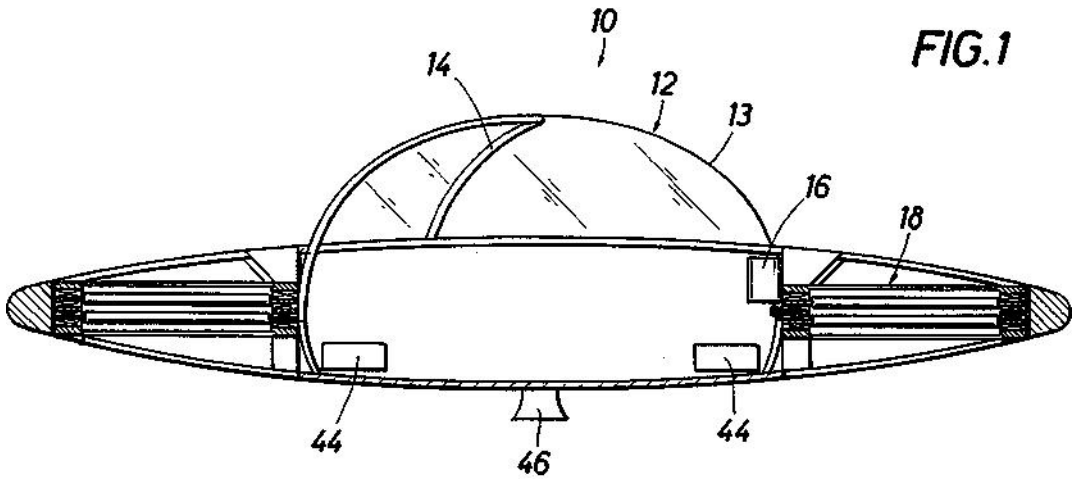


图 3

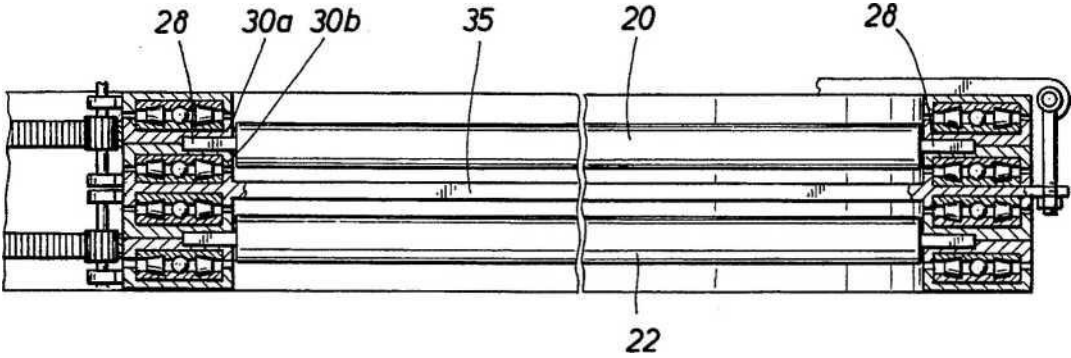
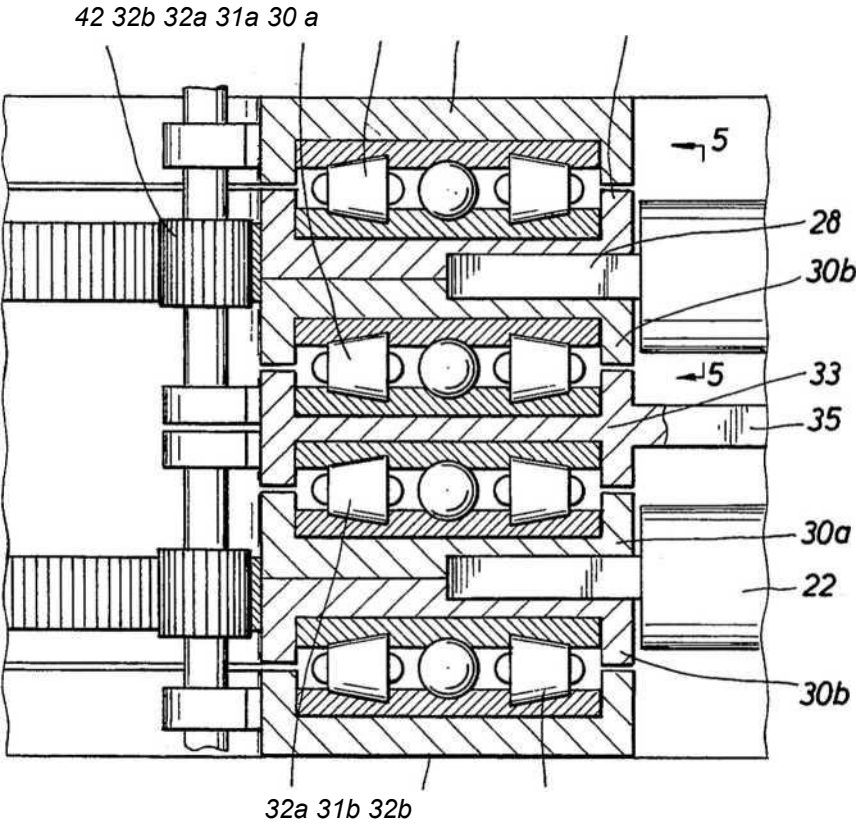
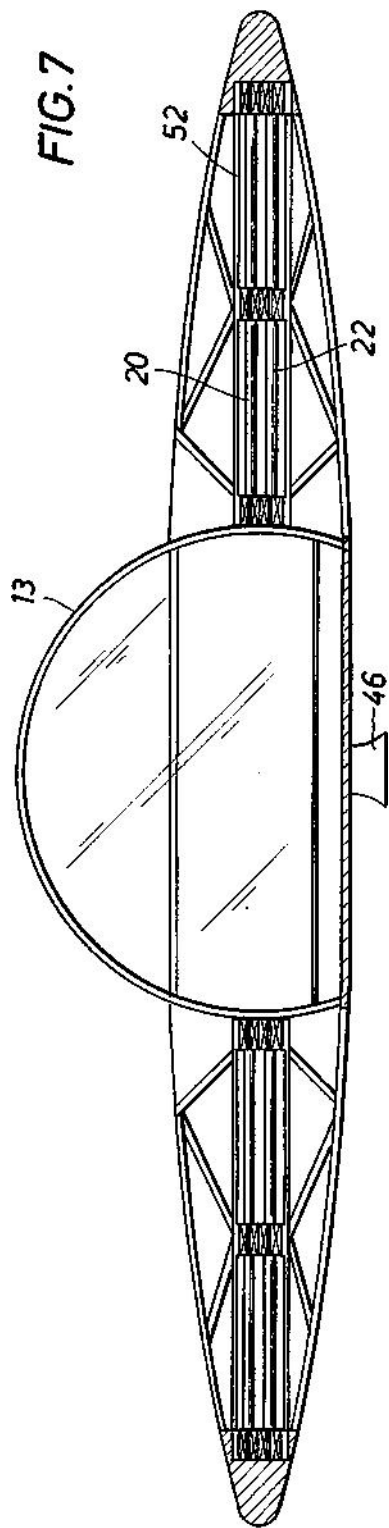
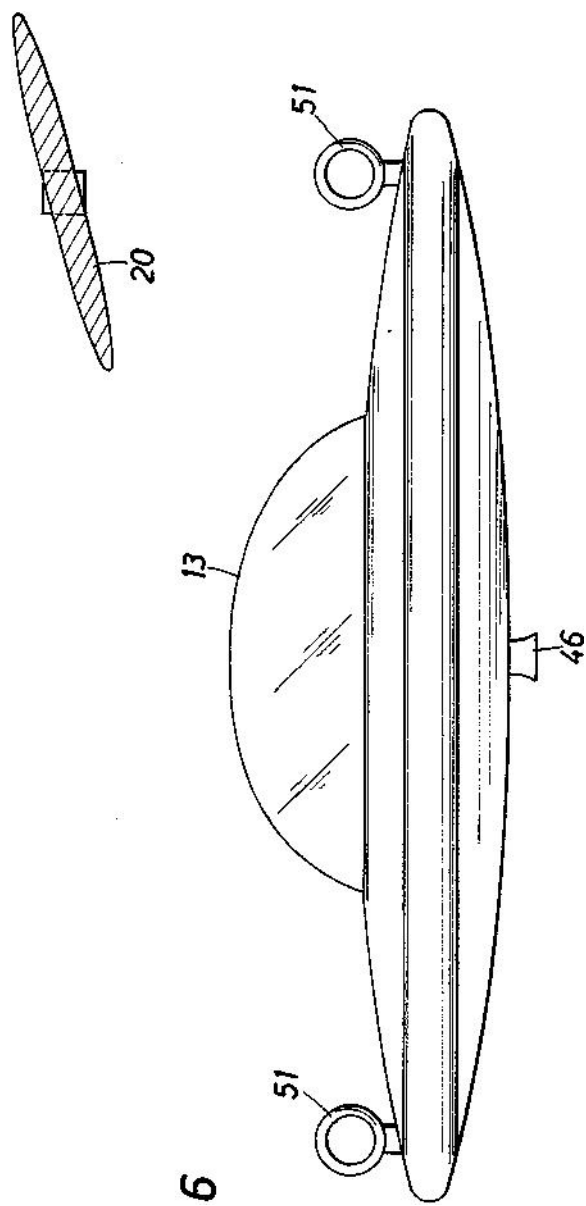
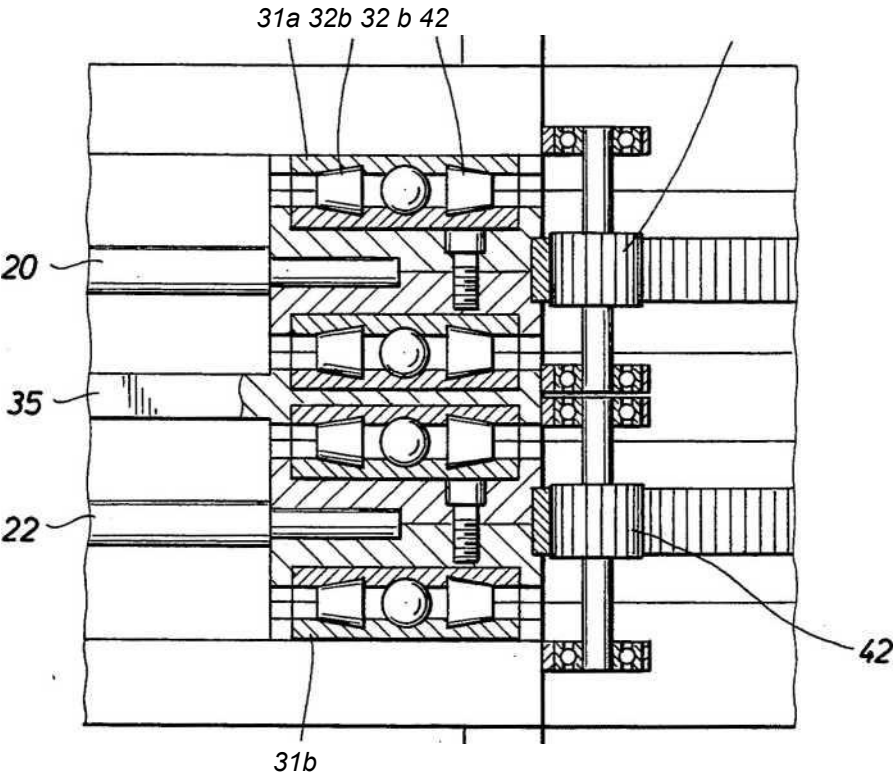
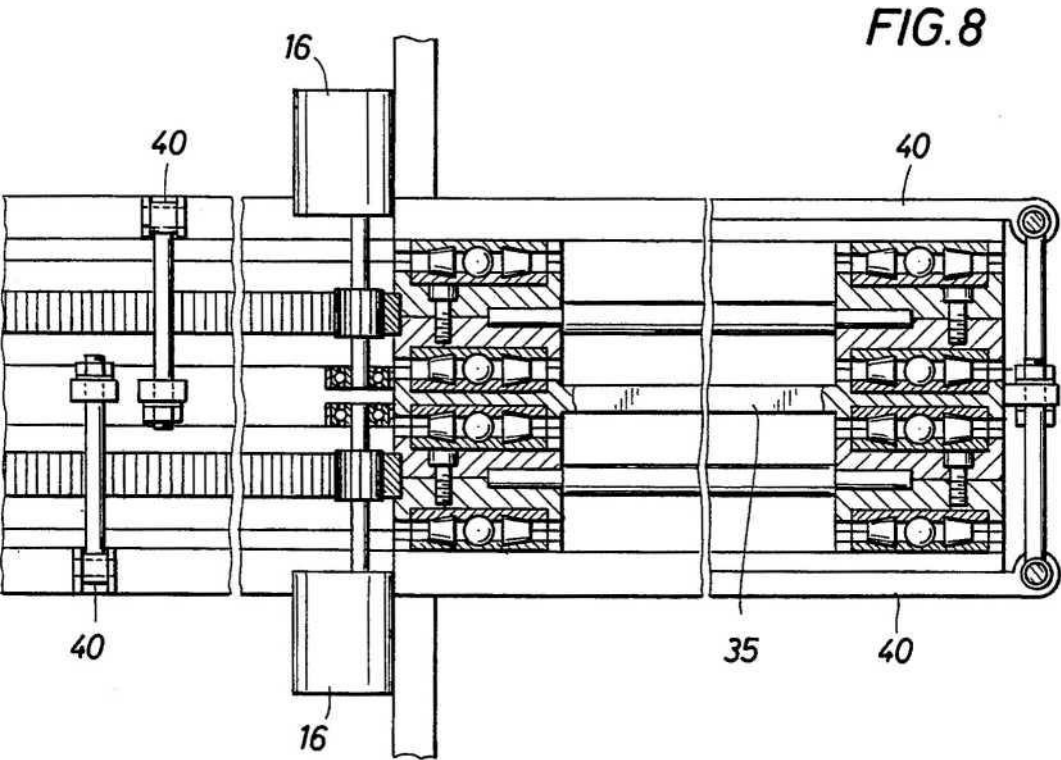


图 4



IT) d
禁止转载





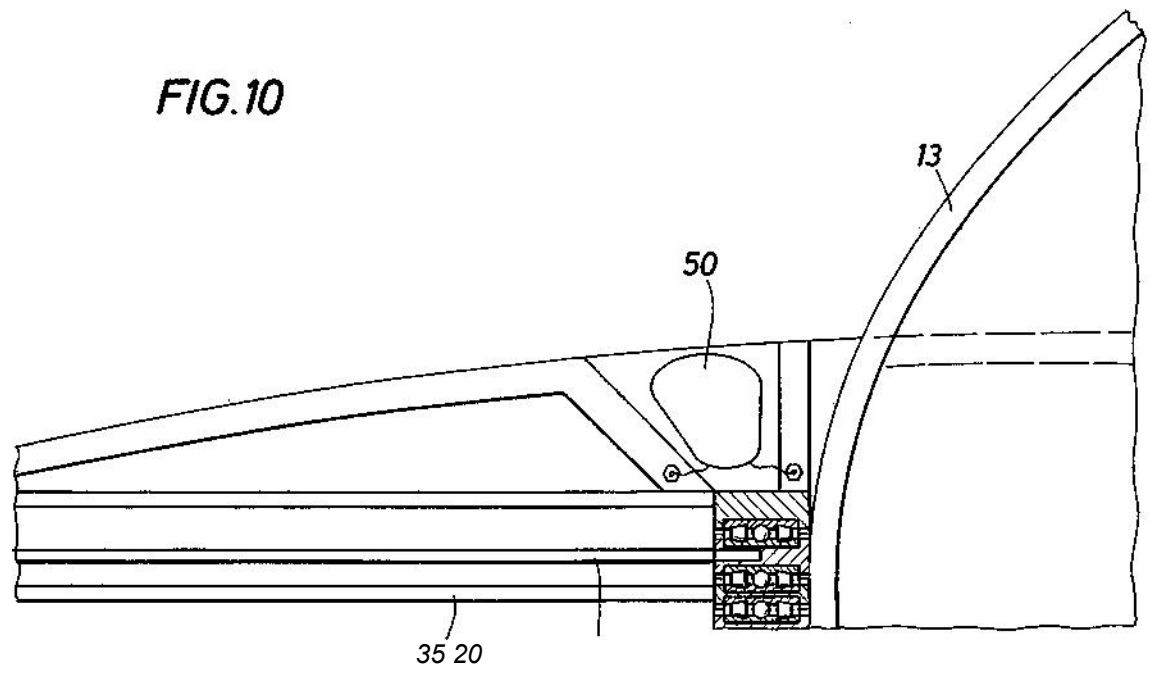
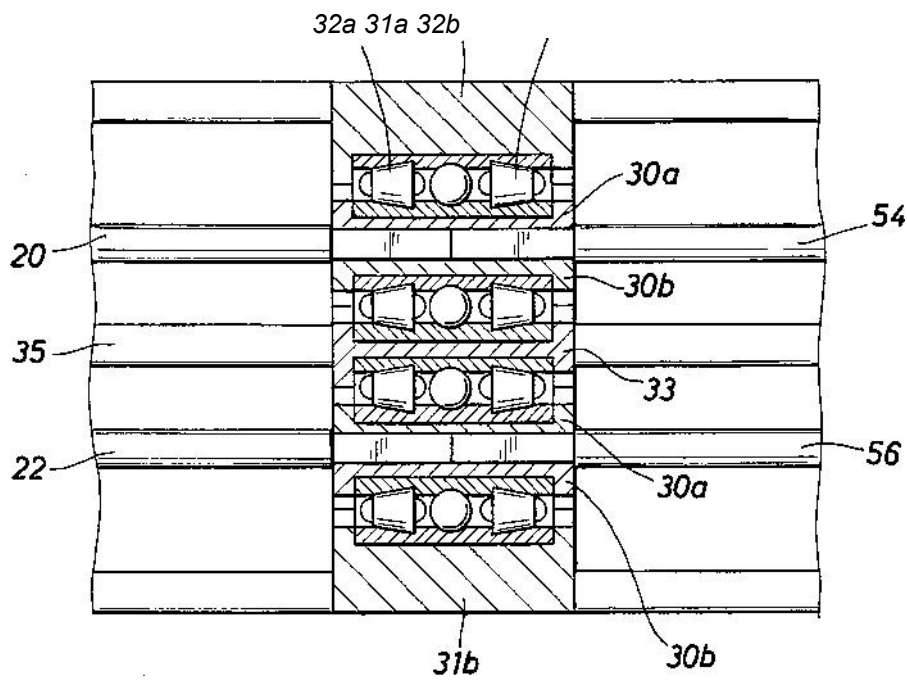


图 11



垂直升降飞机

发明背景

本申请涉及垂直起飞和着陆飞机，其设计用于替代机动车辆作为乘客运输的基本方法。更具体地说，本申请涉及一种垂直起飞和着陆飞机，该飞机具有圆形机身和在横截面上基本上相当于禁止转载翼片的形状。

由于它们的设计，直升机在旋转机构可以携带的叶片数量上有内在的限制。随着每个叶片的旋转从静止增加，在叶片的上表面和下表面之间产生压差，从而实现提升。这些通常水平的旋转叶片被称为动力叶片。在提升过程中，动力叶片最有效的区域是靠近叶片外周或叶尖的区域。旋转叶片产生的升力基本上与每单位长度的叶片面积成正比。这种比例从叶尖到旋转轴发生变化，此时单位面积的升力几乎为零。旋转直升机桨叶产生的升力与桨叶的倾斜度或桨叶相对于空气的迎角成正比。无论 30 个叶片设置在什么迎角，单位长度的升力关系都与离旋转轴的距离成正比。

提升直升机所需的旋转叶片的力也会产生不希望的陀螺效应。如果没有一些修正手段，叶片的陀螺效应会使 35 架直升机的机身失去控制。在直升机上。由动力叶片的旋转引起的回转效应通常通过使用尾旋翼来抵消(即平衡)。

发明概述

在本发明中，。与直升机不同的是，动力叶片具有均匀的横截面，通常是空气翼的形状。以这种方式，本发明的飞机利用了来自每个叶片外端的最大升力益处，其中每单位长度叶片的升力最大。

在本发明的飞机中，有多个动力叶片，以这样的方式固定，即每个叶片与空气具有固定的迎角。这些刀片各自刚性地固定在两个圆形刀片架之间，刀片架在顶部和底部的圆周轴承上旋转。因为叶片两端都有支撑，所以它们承受的应力载荷比典型的直升机叶片要小得多。

本发明的飞机将包括一个中央机舱和一组同心的、圆形的、反向旋转的动力叶片组件。它还将包括位于中央机舱的双燃气涡轮发动机，每个发动机都足以提供动力，使动力叶片组件旋转，从而产生升力和运动。由燃气涡轮发动机产生的大量高压废气被引导通过能够旋转 180 度的机构。这种机制允许飞机向前、反向或悬停。废气通过涡轮膨胀机，帮助飞机向各个方向移动和悬停。涡轮膨胀机用于将废气的高速能量转化为

低速高压废气。这有助于飞机的推力和动量。燃气涡轮发动机驱动发电机■为所需的公用设施提供所有必要的动力，并驱动两个独立运行的电动机。电动机驱动两个动力叶片组件。两台电动机的运行由计算机控制，以适应和提供正面和负面的陀螺效应，这些效应可能是由于外部天气条件或内部重量转移或人员移动而保持飞机稳定性所必需的。所提供的电力用于驱动机载计算机，提供空调，并根据飞机的要求提供灯光，包括飞机夜间使用的探照灯。为了安全起见，飞机还将安装雷达和全球定位系统，通过卫星定位来确定飞机在世界任何地方的位置。

本发明的动力叶片组件每个都由多个转子叶片组成，这些转子叶片沿圆周设置，并从盘形本体的中心大致径向向外延伸。转子叶片具有均匀的横截面，基本上是空气翼的横截面，以便减小阻力。此外，叶片以相对于通过组件的气流和每个组件的旋转方向固定的角度定向，使得空气沿单一方向流动，从而最大化垂直。抬起来。由于叶片两端受支撑，对空气具有相同的固定攻角，因此由偏转和其他应力引起的应力将比典型的直升机桨叶低得多。因此，飞机控制将更容易实现。

动力刀片。组件固定在两个圆形旋转带之间，第一带通常设置在盘形主体的外围，第二带通常设置在外围的内部并围绕飞机机舱。每个动力叶片组件中的叶片基本上具有相同的物理尺寸、形状和重量，并且每个组件中有相同数量的叶片。这些组件一个在另一个之上定向，并导致它们彼此反向旋转。因为两个组件的质量、周长和阻力相等，所以第二个组件的反向旋转会产生回转效应，从而抵消第一个组件的回转效应。

可能希望通过安装在叶片区域上的筛网等来保护叶片组件免受外部物体的影响。

重要的是，在安装前，应消除所有可能导致旋转叶片组件失去平衡的静态和动态力。两组动力叶片组件上的轴承压力相同也很重要。为了实现这一点，优选的是将可调节夹具安装在围绕每组叶片组件的结构火焰上，并与控制这种调节的装置相关联。

附图说明

为了获得并能够详细理解本发明的上述特征、优点和目的，可以参考实施例对以上简要概括的本发明进行更具体的描述

附图中示出了这些实施例。

然而，要注意的是，附图仅示出了本发明的典型实施例，因此不应被认为是对其范围的限制，因为本发明可以允许其他同等有效的实施例。

图1示出了体现本申请发明的飞机的侧视图，其中动力叶片组件及其支架以垂直截面示出；1

图2示出了本发明的飞机的平面图，其中保护网的部分被移除，并且示出了结构框架编号；

图3是图1所示横截面的更详细的图示1，注意支撑动力叶片组件的旋转带的15个滚柱轴承和支撑结构，包括外部夹具和轴承；压力调节器；

图4是FTO中支撑结构11的附加视图。3带有驱动机构的附加细节；

图5是单个转子叶片的横截面图；

图6是本发明的附加实施例25的图示，其中飞机装配有小型燃气轮机以提供附加的向前推力；

图7示出了本发明的飞行器的实施例，示出了与第一组动力组件同心设置的附加动力组件组，以便提供附加的提升动力；

图8是本发明的局部剖视图，关注本发明的驱动机构的细节；

图9是本发明的局部剖视图，关注本发明驱动机构上惰轮的细节；

图10是本发明飞机的局部剖视图，示出了包括降落伞释放组件的本发明的实施例；和

图11是本发明的局部剖视图，其关注内部和外部动力叶片组件之间的滚柱轴承和支撑结构的细节。

驱动反向旋转涡轮组件的动力叶片。

两组反向旋转涡轮叶片组件18直接围绕中央机舱12，并且通常围绕其周边设置，两组反向旋转涡轮叶片组件18一个位于另一个之上。涡轮叶片组件18包括两组动力叶片20和22，它们组装成沿相反方向旋转。在附图中，二十组结构框架构件24显示在顶部动力叶片组20上方，二十组结构框架构件24显示在底部动力叶片组22下方。应当理解，结构框架构件24的数量和尺寸将取决于需要支撑的飞机10的直径和

将要描述的圆周轴承上的偏转(如果有的话)。

在动力叶片组件18中，如图2所示如图3所示，有多个安装在轴28上的叶片20和22，轴28又支撑在两组可移动的旋转带30a和306之间。

动力叶片组件的细节更具体地显示在图1-3中图3和图4。如图所示，动力叶片20和22刚性地固定在两个圆形带30a和306之间，这两个圆形带30a和306在可旋转带上方和下方的圆周轴承32a和326上旋转。圆周轴承允许带有固定在其上的动力叶片20和22的带30a和306在飞机10的周边或圆周上旋转。在所有情况下，建议叶片20和22固定的攻角保持相同，使得旋转的涡轮叶片20和22产生的空气处于单一方向。

在每个图中3和FIG。如图4所示，将会看到，第二组叶片组件18具有相同的物理尺寸、重量和形状，具有相同数量的动力叶片22，并且放置在第一组动力叶片的下方

20. 叶片在每组动力叶片20和22中以攻角相同的方式定向。这要求刀片20和22相对于正x轴以相反的方向放置。这使得圆形带30a和306的旋转相反，并且每组动力叶片20和22的回转效应被抵消。

参照图2参考图2，示出了金属丝网覆盖物34的一部分，其放置在旋转叶片组件的顶部，以保护叶片20和22免受外部物体的影响。

为了确保两组轴承32a和326上的压缩压力基本相同，可调节夹具40安装在叶片组件18周围的每组结构框架上。在相对于马达16平衡的位置，围绕叶片组件18的外围，设置有空转齿轮42，空转齿轮42需要在旋转期间将叶片组件保持在适当的位置。

重要的是，在叶片组件的反向旋转组的操作中，所有静态和动态力都要平衡和/或抵消。特别重要的是，叶片支撑带30a和306在其上旋转的滚柱轴承32a和326上的压缩压力是可控可调的。在附图中给出了优选的可调节夹具40的细节3和8。

结构框架包括类似于平环31a和316的圆形肋。所使用的结构框架和圆形肋31a和316的数量使得外侧轴承组32a和326(外周轴承组)和内侧轴承组32a和326(内周轴承组)都是圆形的

禁止转载

具体参照附图中所示的实施例，本发明的细节将更容易辨别。将会观察到50，所阐述的本发明的实施例旨在包含该设备爬升、悬停和飞行所需的所有元件。

首先参考图1和2参照图1和图2，首先将会看到，本发明的车辆的轮廓55总体上由附图标记10标识，具有空气动力学形状，因此，其本身旨在能够产生升力。车辆10将被视为大致呈圆盘形状。部分显示在图2中的横截面1，通常是60°的航空箔片形状。飞机控制机构、电源和乘客单元将主要位于通常由附图标记12标识的机舱中，机舱的上半部在图中显示为圆顶形部分13，其由结构框架构件14支撑。飞机10的机舱12也可以包含两个或多个电动机16，用于提供所使用的电源

QQ475725346

不同或外围轴承组)具有恒定的轴承压。结构框架由高强度低重量材料制成，以提供足够的强度来支撑和容纳机舱 12 的周边大致相等地位，优选地提供飞机 10 轴承，并减轻本发明的重量。中心固定的圆形带 33 为最的稳定向下漂移。

里面的一组轴承 32a 和 32b 提供支撑和支承面。在内部飞行器 10 的当前设计还以漂浮单元的形式提供了和圆周轴承组件 18 之间延伸的一组中心连接件 35 提供额外的保护，漂浮单元围绕飞行器的基座放置，优选了额外的稳定性。中心系件 35 与固定环形带 33 焊接成地在内部旋转带 30a 和 30b 的下方。如果飞机 10 失速一体，或者以其他方式固定到固定环形带 33 上。并落入水中，这些单元将防止飞机 10 下沉。

本发明的飞机 10 的起飞是通过旋转两组涡轮叶片 20 为了获得额外的速度，如果需要，飞机 10 可以在位和 22 实现的。叶片由固定在每组动力叶片组件 18 上的 40 于飞机 10 外围的小翼上安装小燃气轮机 51，以提供单独控制的电动机 16 提供动力。马达 16 的尺寸和动力额外的向前推力。安装在小翼上的小燃气轮机 51 必须足以完成必要的提升。马达 16 的动力由固定在两个燃气 20 安装成允许燃气轮机相对于垂直方向旋转几度，以确涡轮发动机 44 上的两个发电机提供，每个发动机都足以保在飞行中通过飞机 10 姿态的变化来保持向前的推给飞机提供动力。发电机具有足够的尺寸和功率，以保力。翼片为飞机 10 提供了额外的稳定性。通过在机翼单个马达 16 供电，并向辅助设备(例如夜间旅行的内部上使用小方向舵和/或襟翼，可以进一步提高飞机 10 和外部)、空调、机舱加压以及计算机和控制设施提供额外的稳定性。

在需要额外提升力的情况下，第二组反向旋转叶片 20 驱动，如图 2 中最佳示出的 8，以便在飞行中通过调节 20 组件 52 可以安装在上组和下组叶片组件 18 上，如图 2 所示 7。外部动力叶片组 54 和 56 由内部动力叶片组 20 和 22 通过中心圆形叶片带 30a 和 30b 提供动力。动力叶片的内外组首尾相连，如图所示 11。

空转齿轮 42 或其他装置是必要的，以在每个组件旋转 20 时将其保持在适当的位置。至少三个均匀间隔的接触点是优选的，以防止刀片组件 18 从一侧移动到另一侧。所有 20 片组件 18，无论是并排还是一个在另一个之上，都必须以 20 这种方式保持静止。

本申请中提出的飞行器用来自动力源的废气，通过 30 相对于前部提升飞行器 10 的后部来提供适当的飞行姿态，使得动力叶片不仅能够提供升力，还能够提供前进速度。可以设想，燃料供应、发动机和动力传递机构、控制机构、座椅和存储设施都适当地位于机舱中。燃气轮机的高容量和高压废气被引导通过能够旋转 180 度的 30 排气喷嘴 46，并通过涡轮膨胀机引起飞机姿态的变化 35 以提供向前运动，通过将排气喷嘴 46 旋转 90 度来悬停的能力，或者通过首先经历悬停序列然后将排气喷嘴 46 从水平方向旋转总共 180 度，即从向前运动到停止和反向运动来反向行进的能力。涡轮膨胀机(图中未示出)用 40 于将废气的高速能量转换成低速高压废气。这有助于飞机 10 的推力和动量。

额外的安全特征，包括可释放的降落伞组件 50，可以 45 优选地设置在用于内部旋转带 30a 和 30b 的支撑框架上方，如图所示 10。根据飞机 10 底部设计的本质，如果 45 发动机发生故障，飞机将减速并开始下降，但不会急剧下降。当增加降落伞时，空气缓慢的向下漂移。

50

55

60

在需要额外提升力的情况下，第二组反向旋转叶片 20 驱动，如图 2 中最佳示出的 8，以便在飞行中通过调节 20 组件 52 可以安装在上组和下组叶片组件 18 上，如图 2 所示 7。外部动力叶片组 54 和 56 由内部动力叶片组 20 和 22 通过中心圆形叶片带 30a 和 30b 提供动力。动力叶片的内外组首尾相连，如图所示 11。

本发明已经在这里以被认为是最实用和优选的实施例进行了显示和描述。然而，应当认识到，在所设想的本发明的范围内，可以进行偏离。本领域技术人员将认识到，在不脱离本公开的精神和范围的情况下，可以对所描述的特定实施例进行明显的修改。

声称的内容:

1. 一种能够垂直起飞和降落的飞机，包括:

(a) 基本为圆盘形的主体，其横截面通常为翼型;

(b) 位于主体中心的中央舱;

(c) 布置在所述主体内的一对同心圆形动力叶片组件，其中动力叶片组件一个位于另一个之上，并且其中每个动力叶片组件包括:

(i) 第一圆形带，其通常设置在盘形主体的外围周围，以及第二圆形带，其通常设置在外围内部并围绕中央舱;

(ii) 多个转子叶片，其从盘状主体的中心大致径向向外延伸，并固定地固定在第一和第二带之间，其中转子叶片相对于通过动力叶片组件的气流和动力叶片组件的旋转方向成固定角度定向，使得空气沿单一方向流动;

(iii) 多个滚柱轴承，牢固地定位在每个圆形带的上方和下方; 和

(iv)调节压缩每组轴承的轴承压力的可控装置；和
(d)位于所述机舱中的装置，以使该对动力叶片组件沿相反方向旋转。

2. 空军。权利要求 1，其中用于旋转所述带的装置包括可操作地连接到所述动力叶片组件的单独控制的电动机。

3. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中所述用于调节每组轴承的轴承压力的可控装置包括周向安装的可调节夹具。

5, 344, 100

8

4. 根据权利要求 1 所述的飞机，包括排气装置，用于通过可旋转的排气喷嘴排出废气来改变飞机的飞行姿态，其中所述排气喷嘴可旋转 180 度，使飞机能够向前、停止和反向移动。

5. 根据权利要求 1 所述的飞机，包括至少一个安装在所述飞机的盘形机身上的可释放降落伞组件。

6. 根据权利要求 1 所述的飞机，包括燃气轮机装置位于所述盘形主体的外围，用于为飞机提供额外的向前推力和稳定性。

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

美国专利^[i9] [11]专利号:

5 351 911

诺伊迈尔^[45]专利日期:

1994 年 10 月 4 日

[54]垂直起飞和着陆(垂直起落)飞盘

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

[76]发明人: 乔治·诺伊迈尔, 第十大街 2536 号北,
Apt. 佛罗里达州沃斯湖
302S33461-3124

2635407 2/1978 Fed. Rep. of Germany..... 244/5

主考官——迈克尔·舒伯特

助理审查员——维玛·利特·安蒂律师、代理人或事
务所——马林、哈利、迪马吉奥和克罗比

[21] 应用。编号: 1, 319

[57]摘要

[22] 归档: 1993 年 1 月 6 日

能够垂直起飞、悬停或动力水平飞行的飞行 *disc*。该飞机构型包括一个圆形机翼结构, 该机翼结构具有一个凸形上表面和一个凹形下表面, 该下表面具有一个前缘和一个后缘。至少一个产生线头的单元, 它分别连接在前缘和后缘。多个其它产生线头的单元围绕圆形机翼结构对称安装。每个线头产生单元都连接有线头偏转器组件, 用于有角度地调整由线头产生单元产生的线头, 从而允许飞机垂直和水平飞行。相当大体积的氢 *gas* 被储存在飞机的内上壳体周围, 从而使飞行中的 *disc* 具有更大的升力。上表面的外皮最好由多个托拉尔面板组成, 用于向多个装置输送能量。

[51] Int. cl. 5 B4d 99/00; B64B 1200

[52] 美国 CI 244/23 C; 244/12.2;

244/5; 244/23 D

[58]搜索范围 244/5, 12.2, 12.4, 23°C,

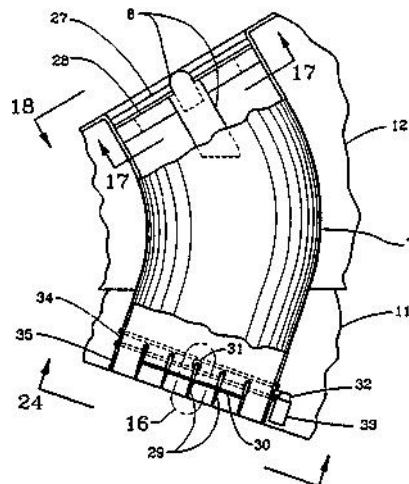
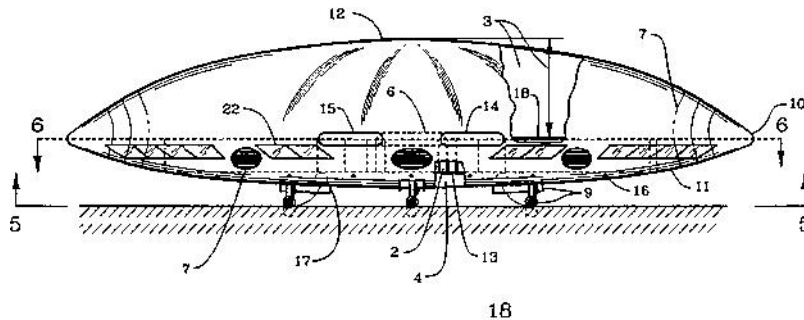
244/23 D, 25, 67

[56] 引用参考文献

美国专利文件

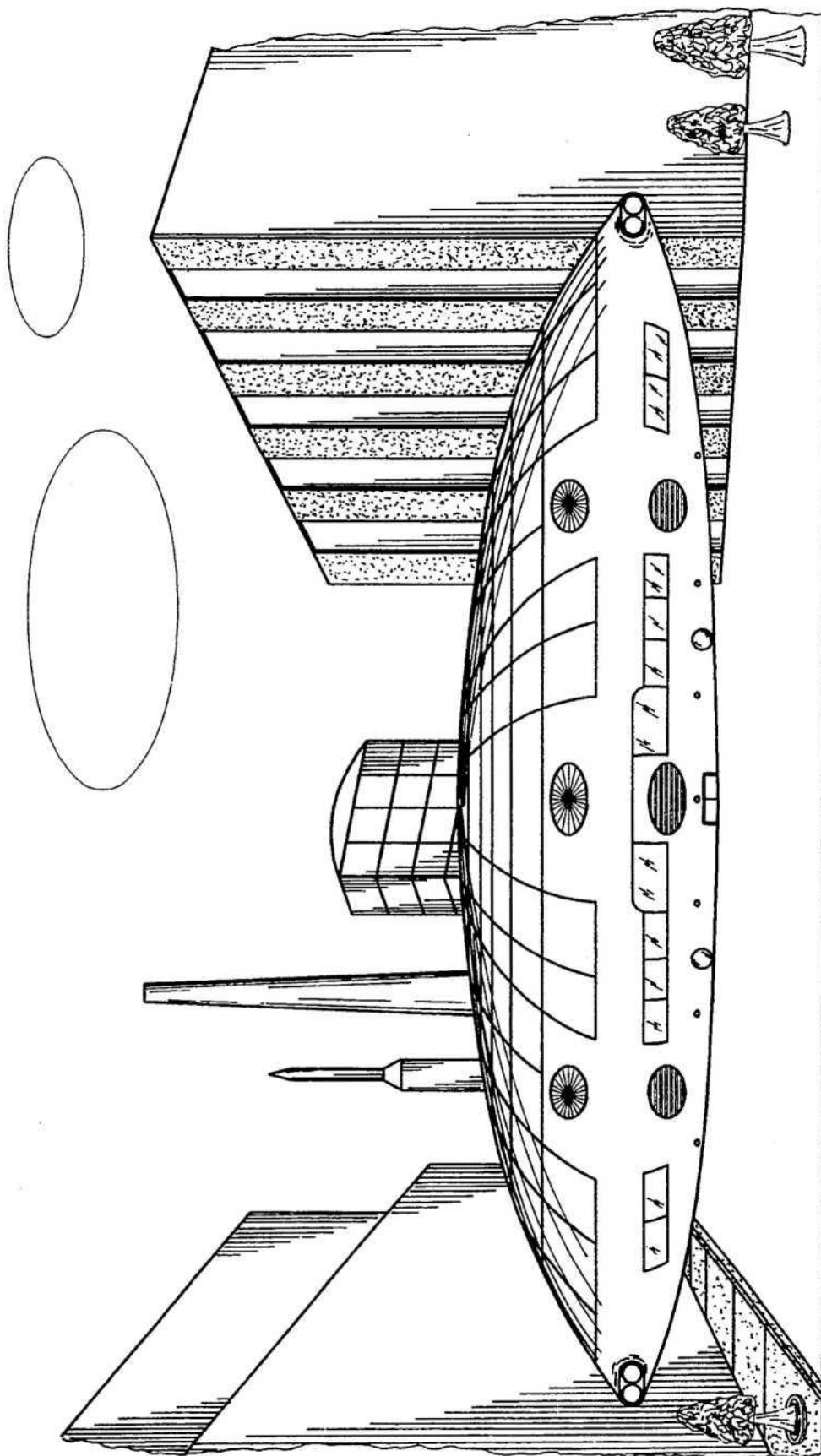
- | | | | |
|-------------|---------|-------------|----------|
| 2, 933, 891 | 4/1960 | Britt | 244/23 D |
| 3, 469, 804 | 9/1969 | Rowan | 244/12 |
| 3, 486, 716 | 12/1969 | Hnberkom 等人 | 244/23 D |
| 3, 503, 573 | 3/1170 | Modeeti | 244/12 |
| 3, 525, 484 | 8/1970 | Mueller | 244/12 |
| 3, 915, 411 | 10/1975 | Surbaugh | 244/12 C |
| 4,014,483 | 3/1977 | MacNeill | 244/5 |
| 4,023,751 | 5/1977 | Richard | 244/23 C |
| 4,214,720 | 7/1980 | DeSautel | 244/12.2 |
| 4,433,819 | 2/1984 | Carrington | 244/12.2 |
| 4,799,629 | 1/1989 | Mori | 244/5 |
| 4,824,048 | 4/1989 | Kim | 244/12.2 |
| 5,064,143 | 11/1991 | Bucher | 244/12.2 |

12 索赔, 17 张图纸



禁止转载

FIG. 1



QQ475725346

禁止转载

FIG. 2

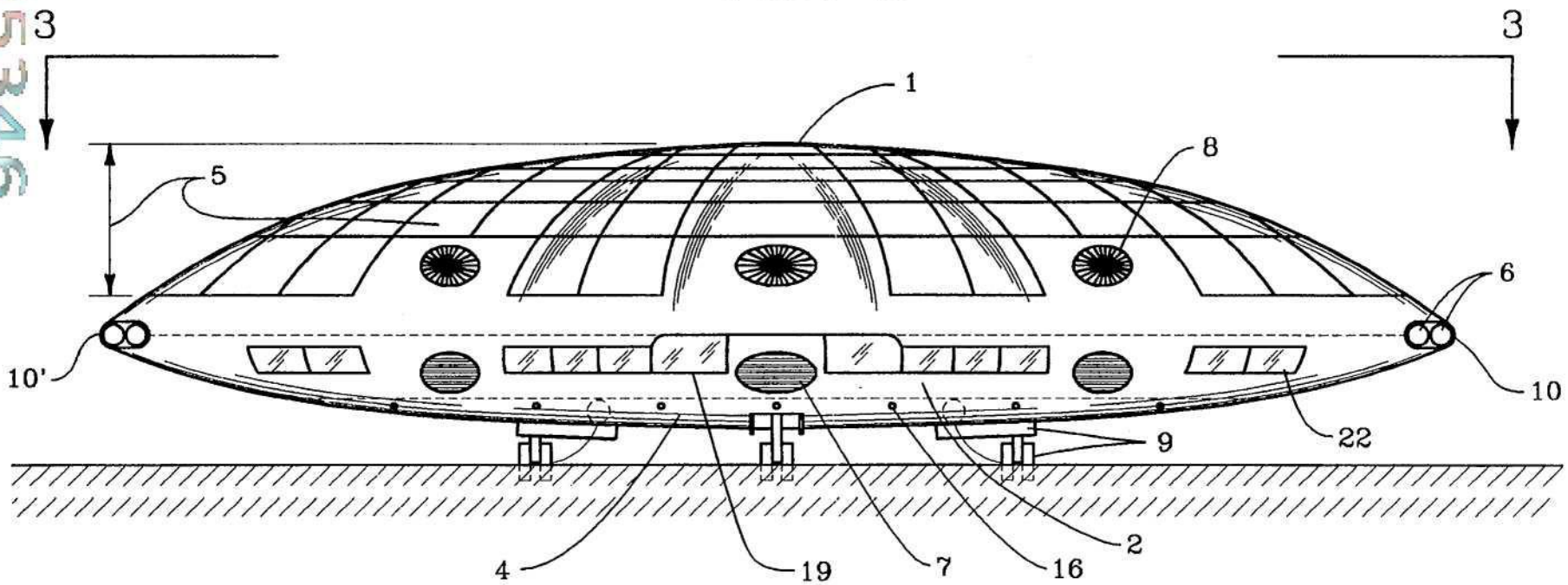
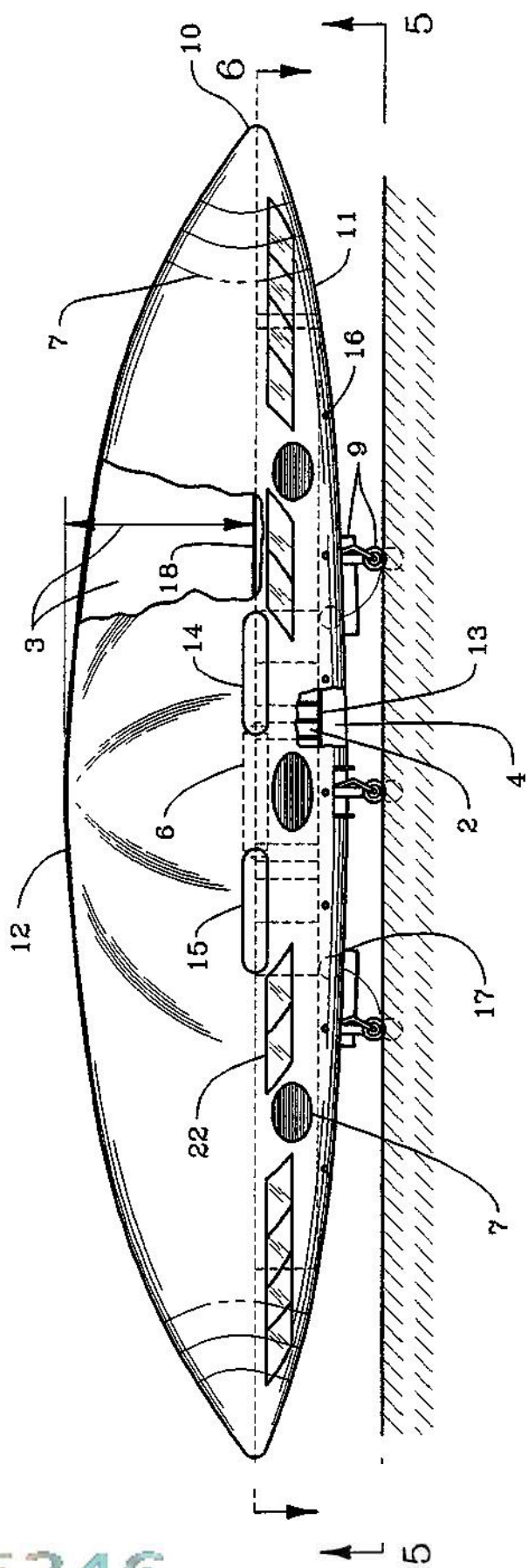
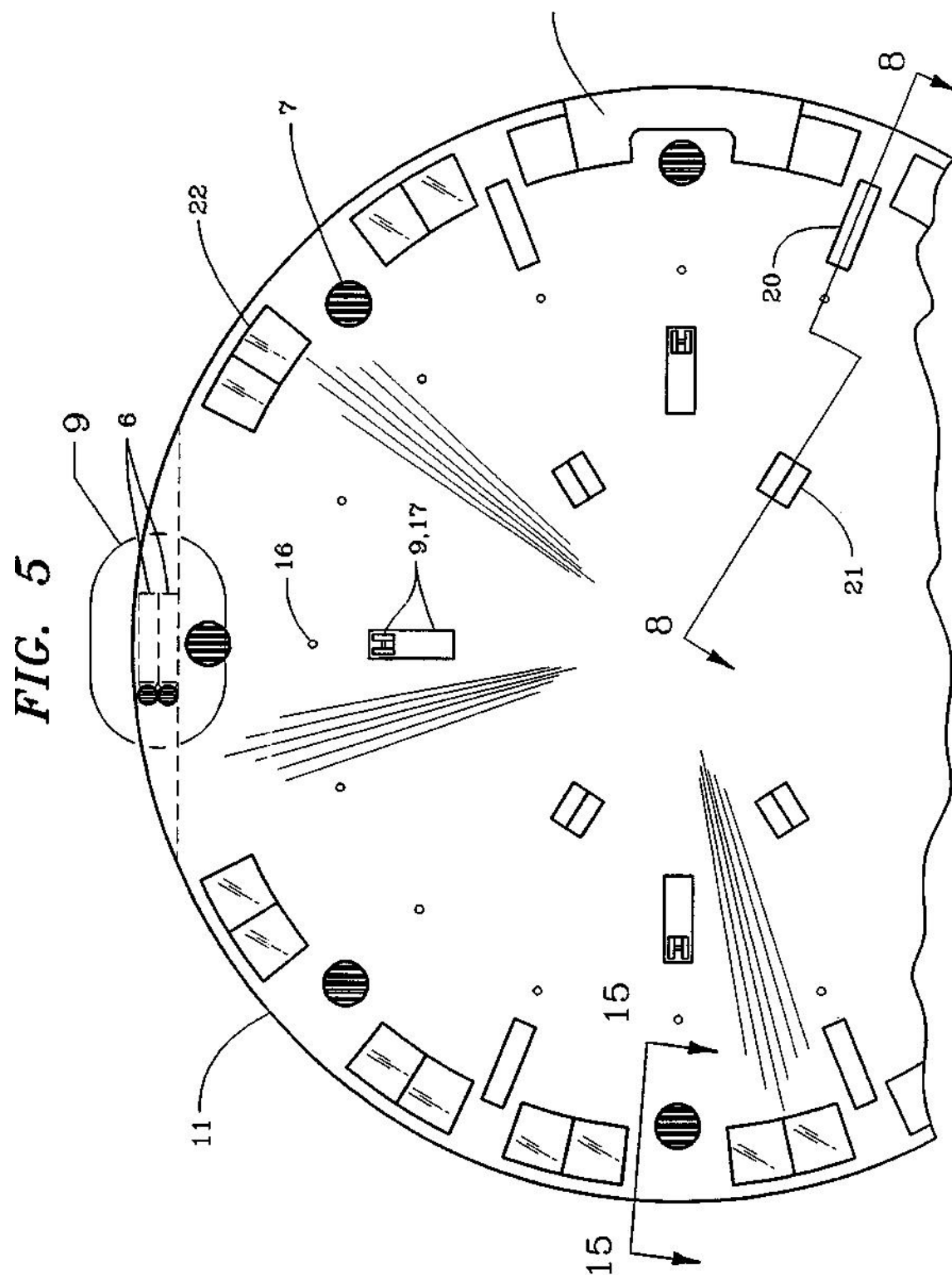
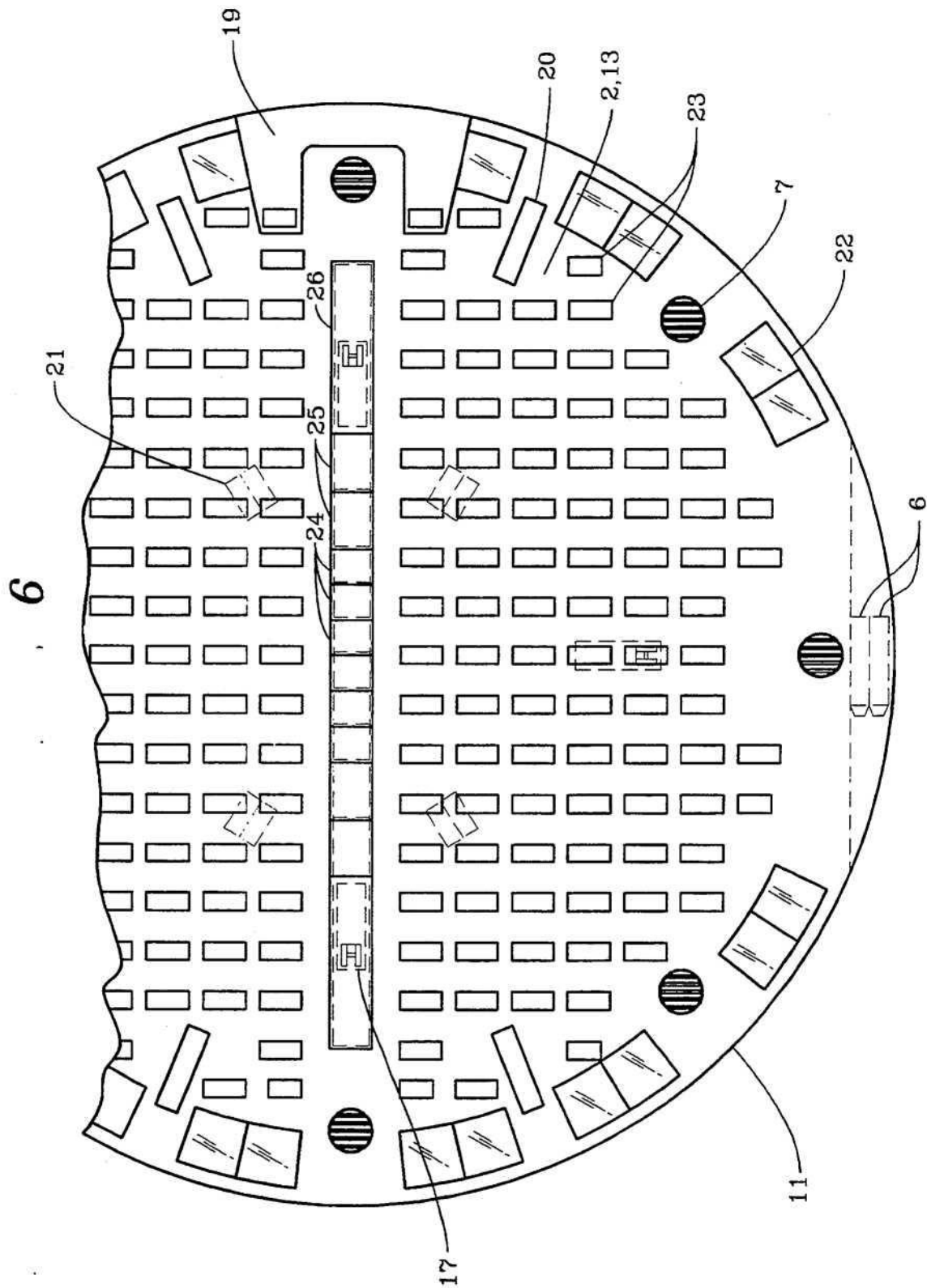


FIG. 4







00475725346
ONE OR ET

FIG. 7

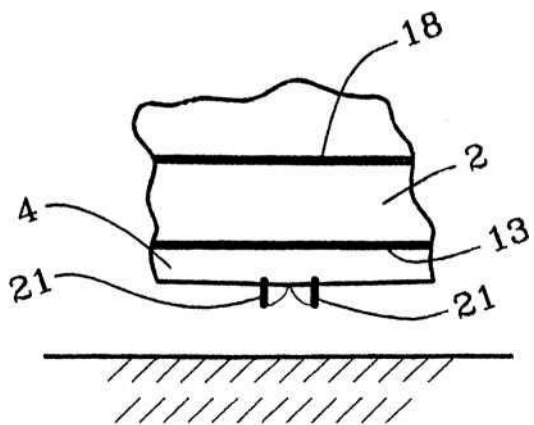
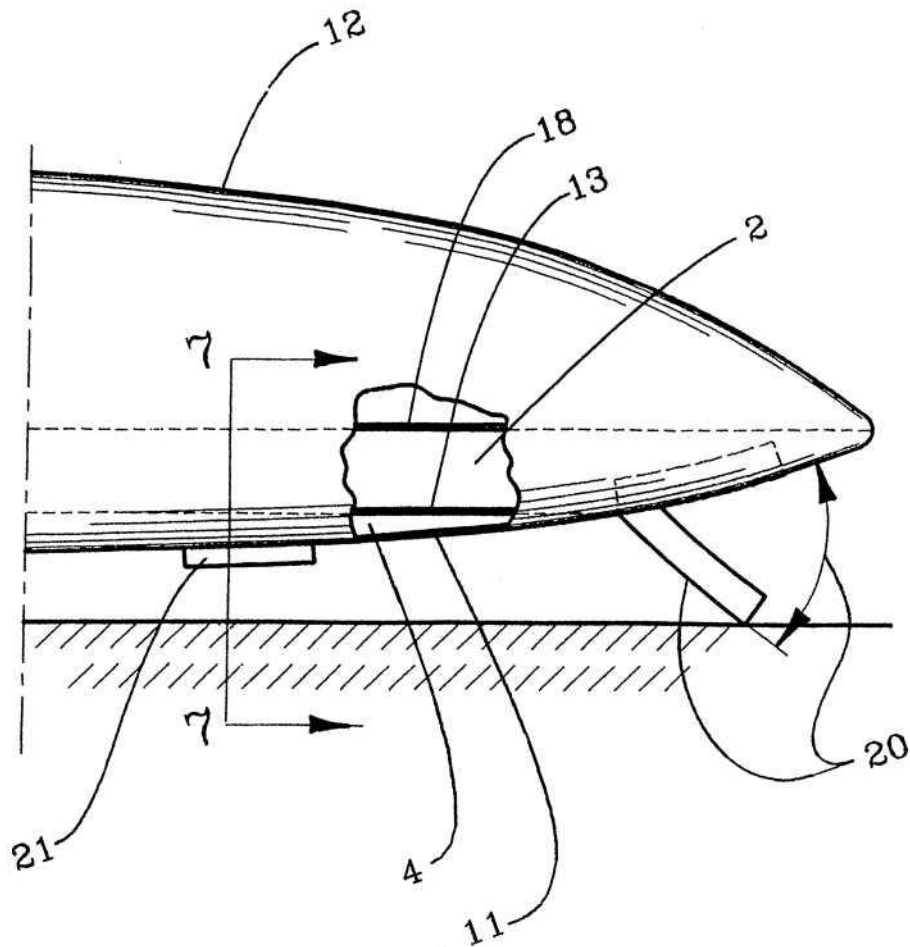


FIG. 8

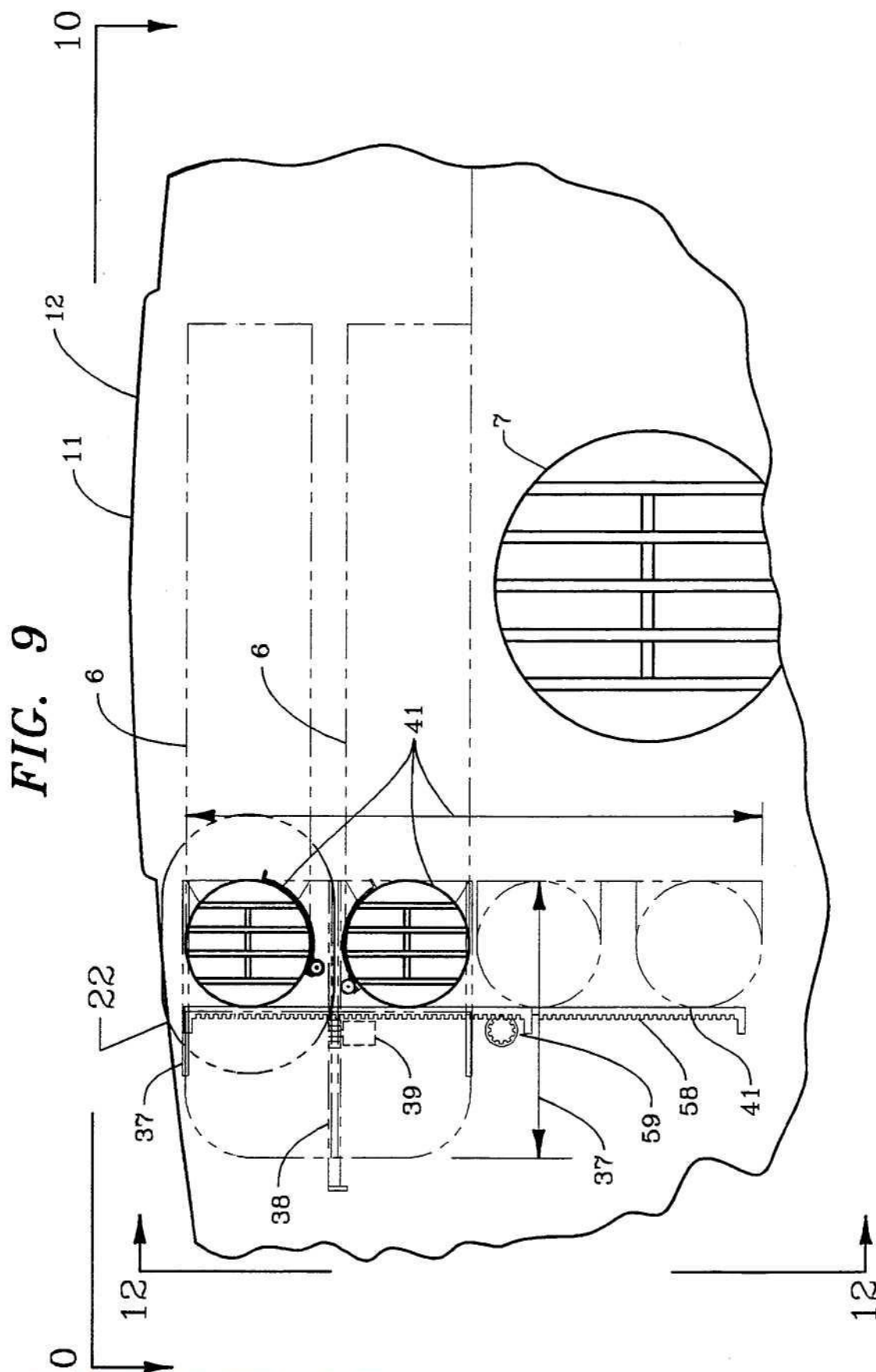


U.S. Patent

Oct. 4, 1994

Sheet 7 of 17

5,351,911



QQ475725346
ONE OR ET

图
1
0

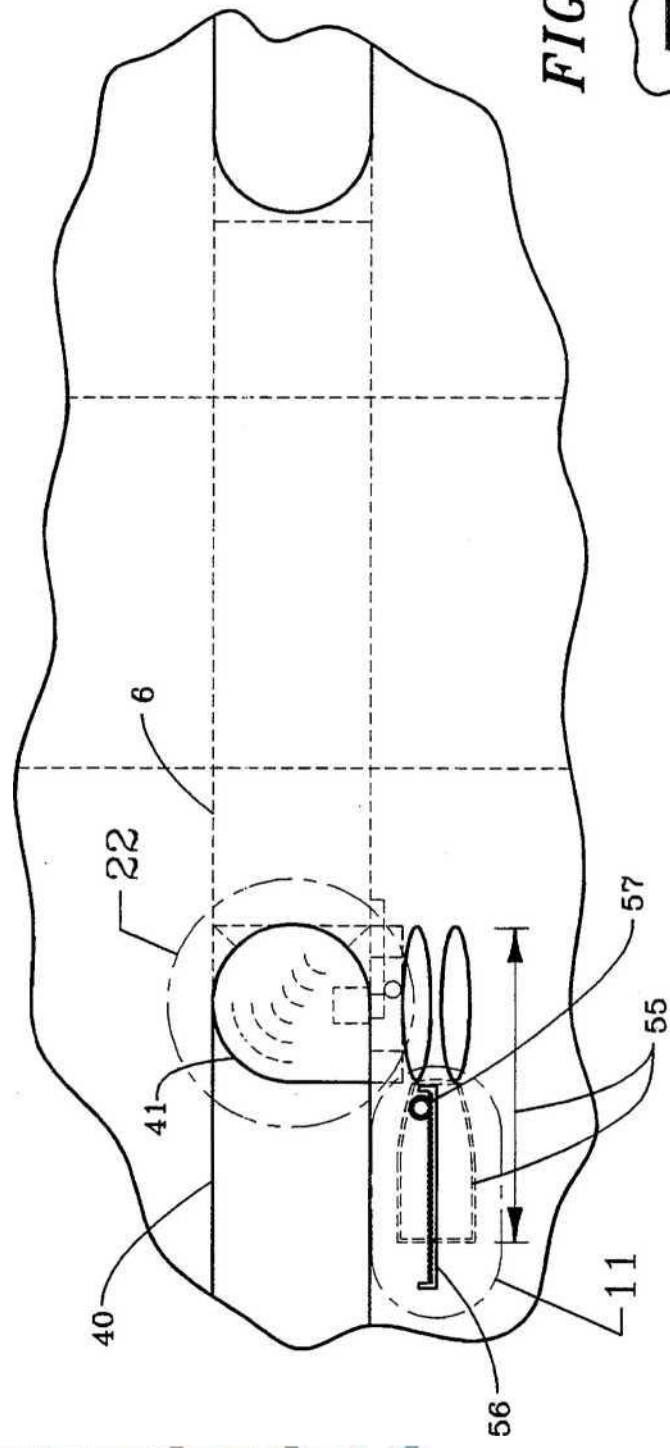


FIG. 11

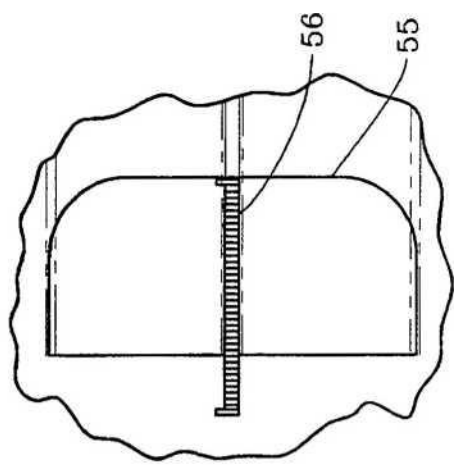


FIG. 12

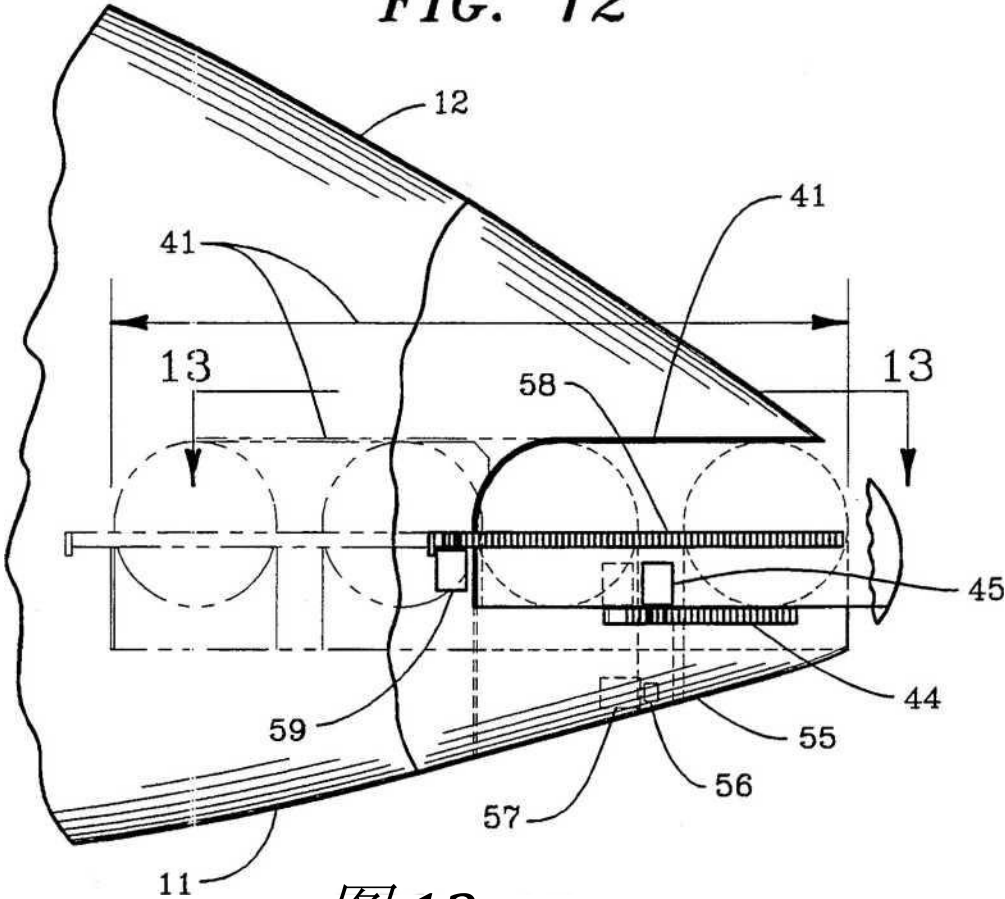


图 13

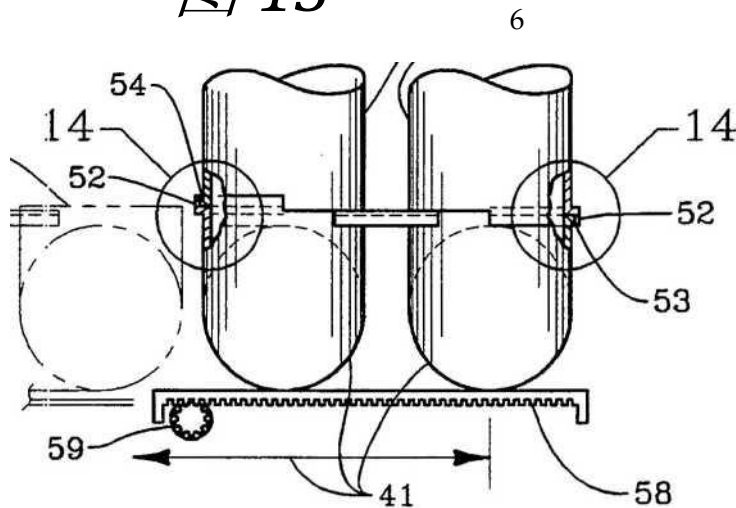
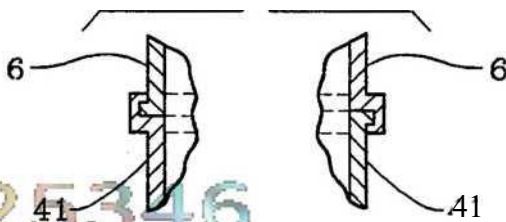


图 14



QQ475725346

禁止转载

图 15

18

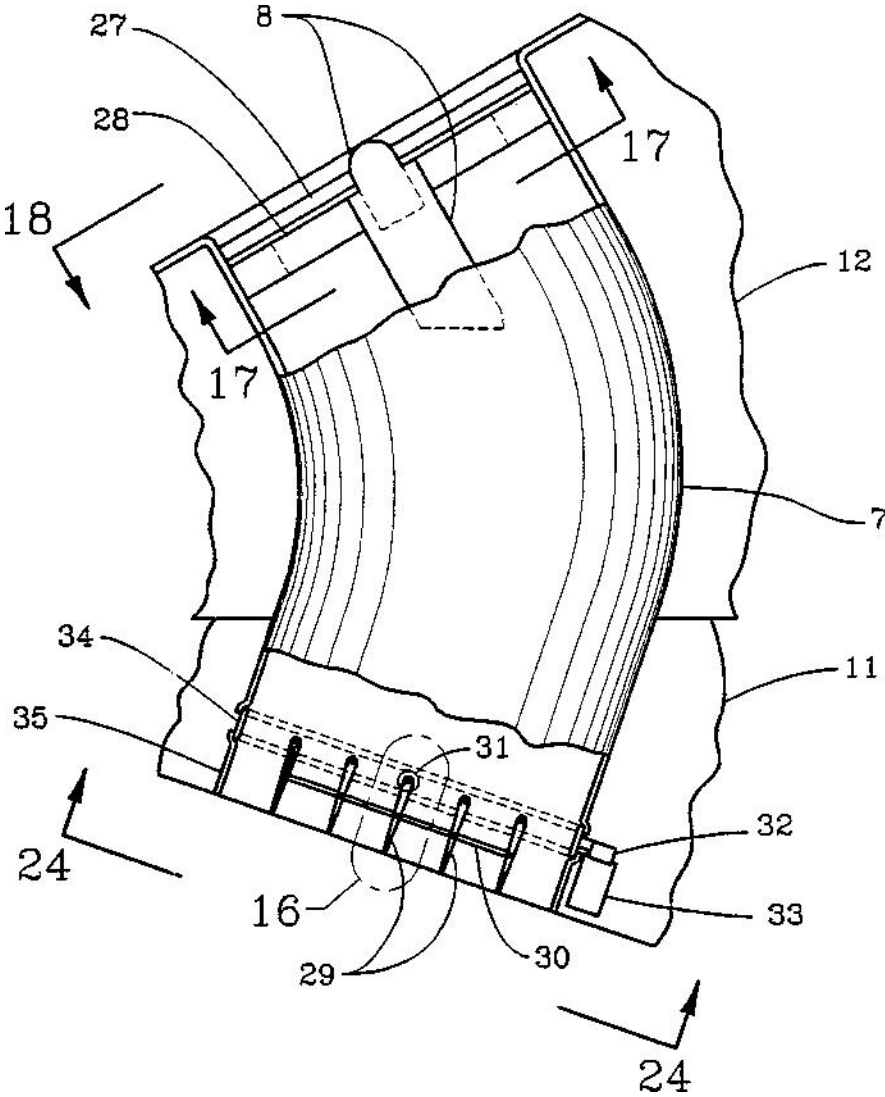


图 1(6)

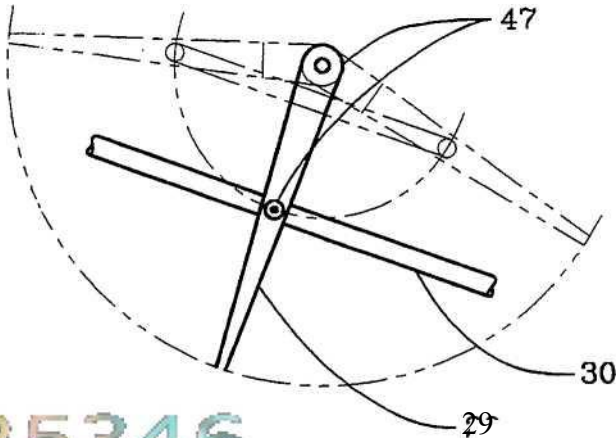


FIG. 17

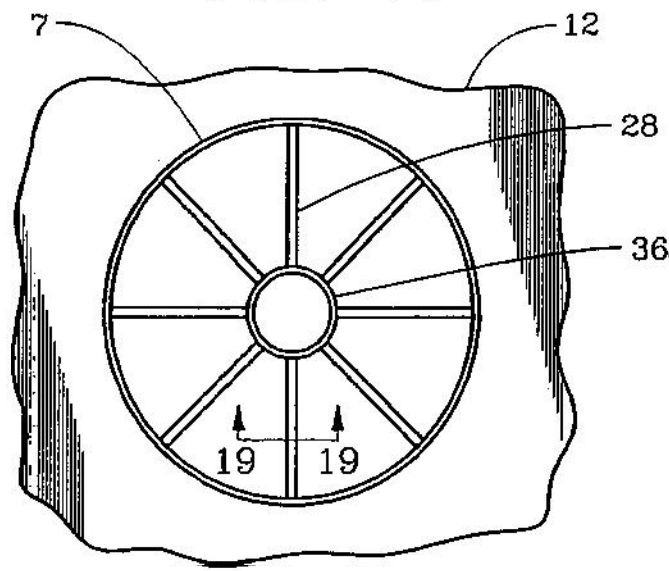


FIG. 18

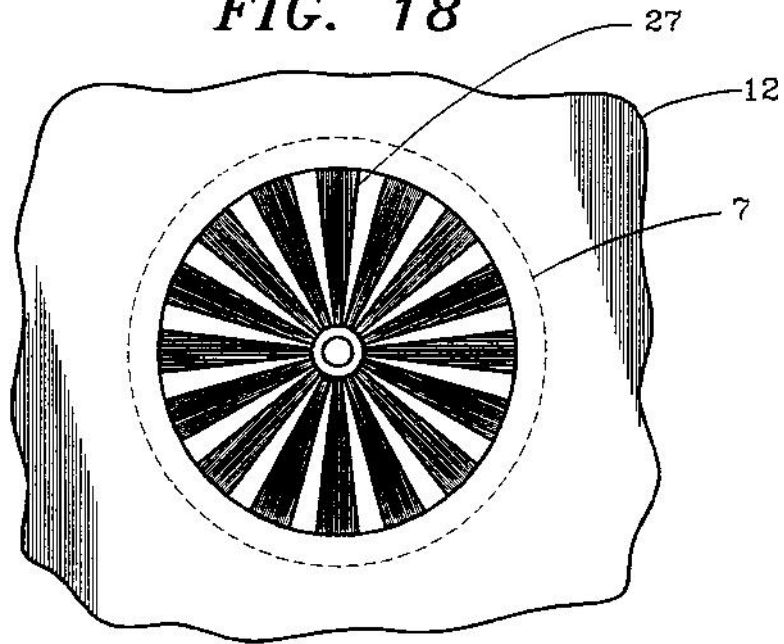


图 19

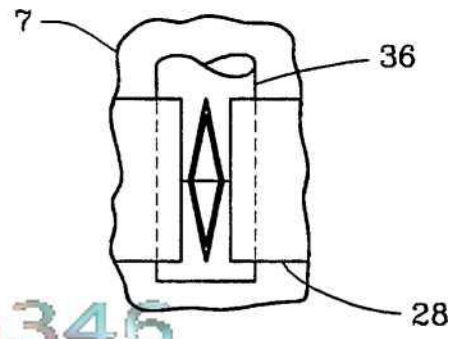


FIG. 21

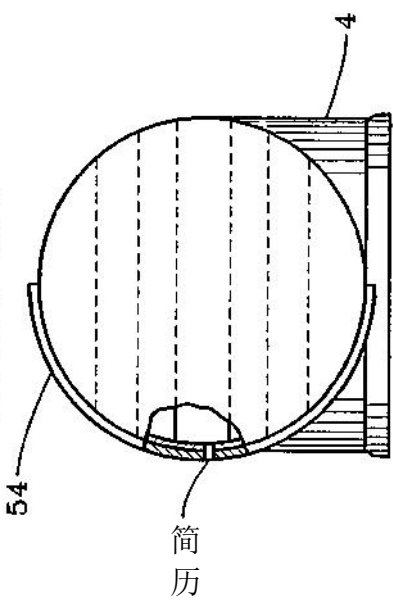


FIG. 23

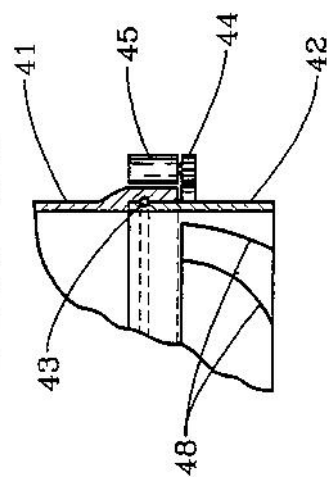


FIG. 20

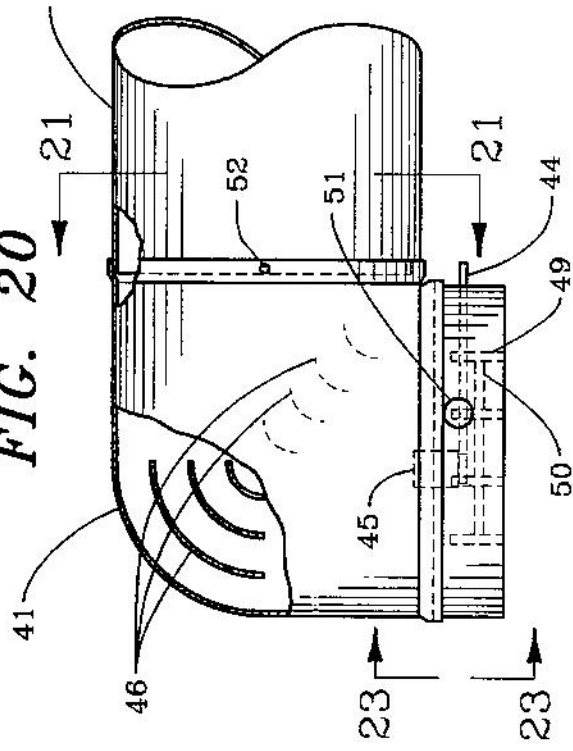
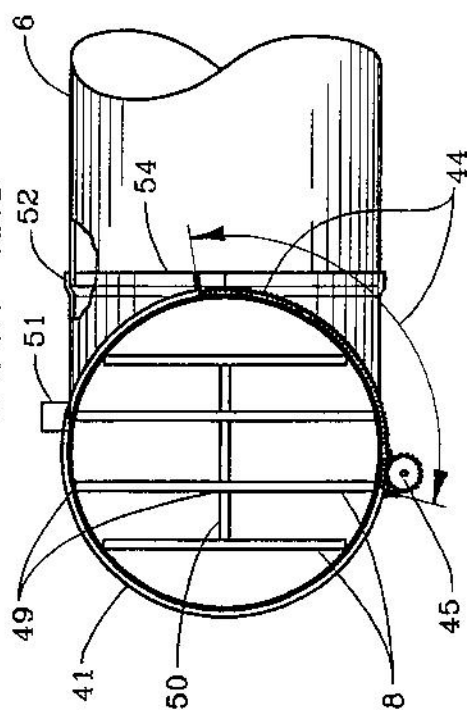


FIG. 22



一个 ORET

Patent

Oct. 4, 1994

Sheet 14 of 17

FIG. 25

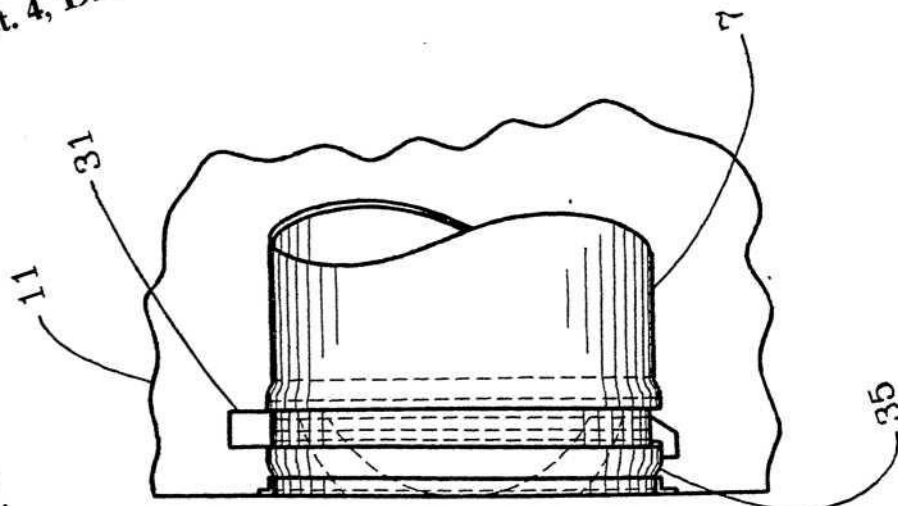
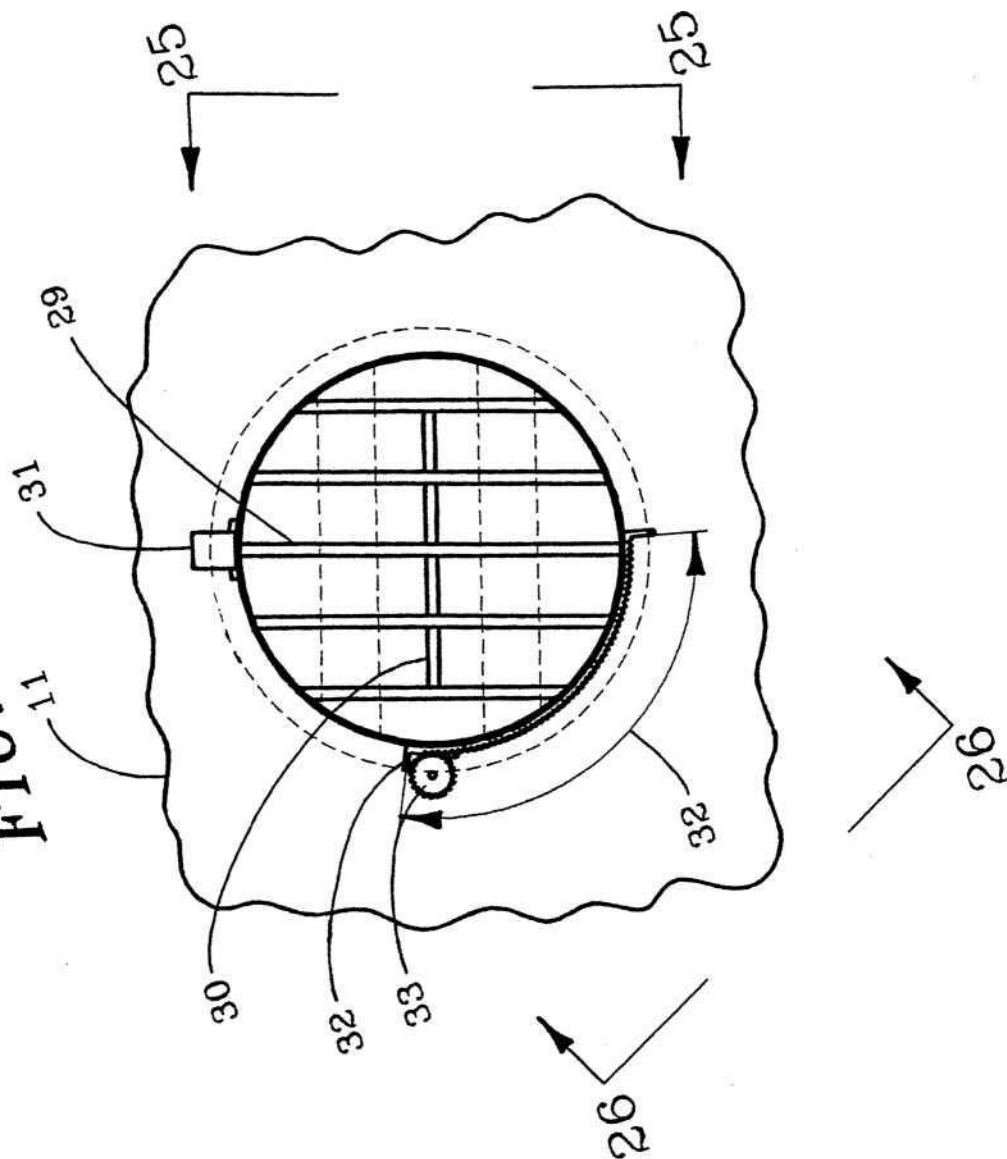


FIG. 24



QQ475725346
ONE OR ET

图 26

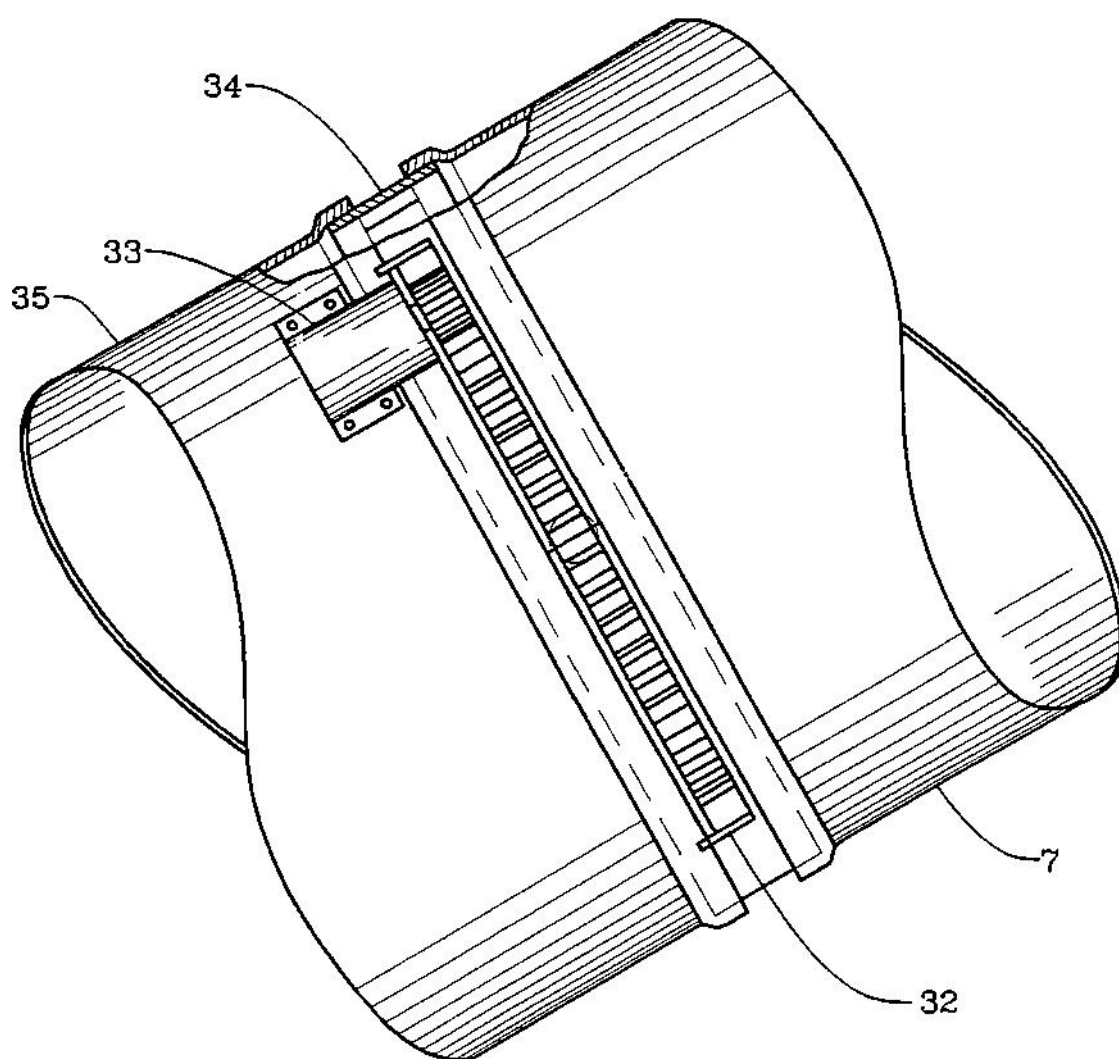


图 27

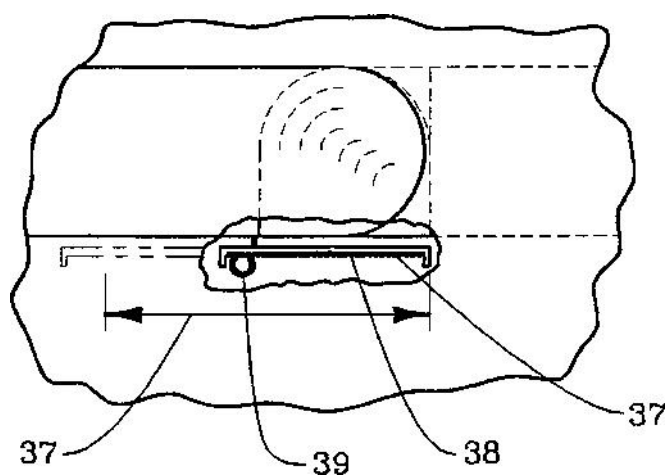


FIG. 28

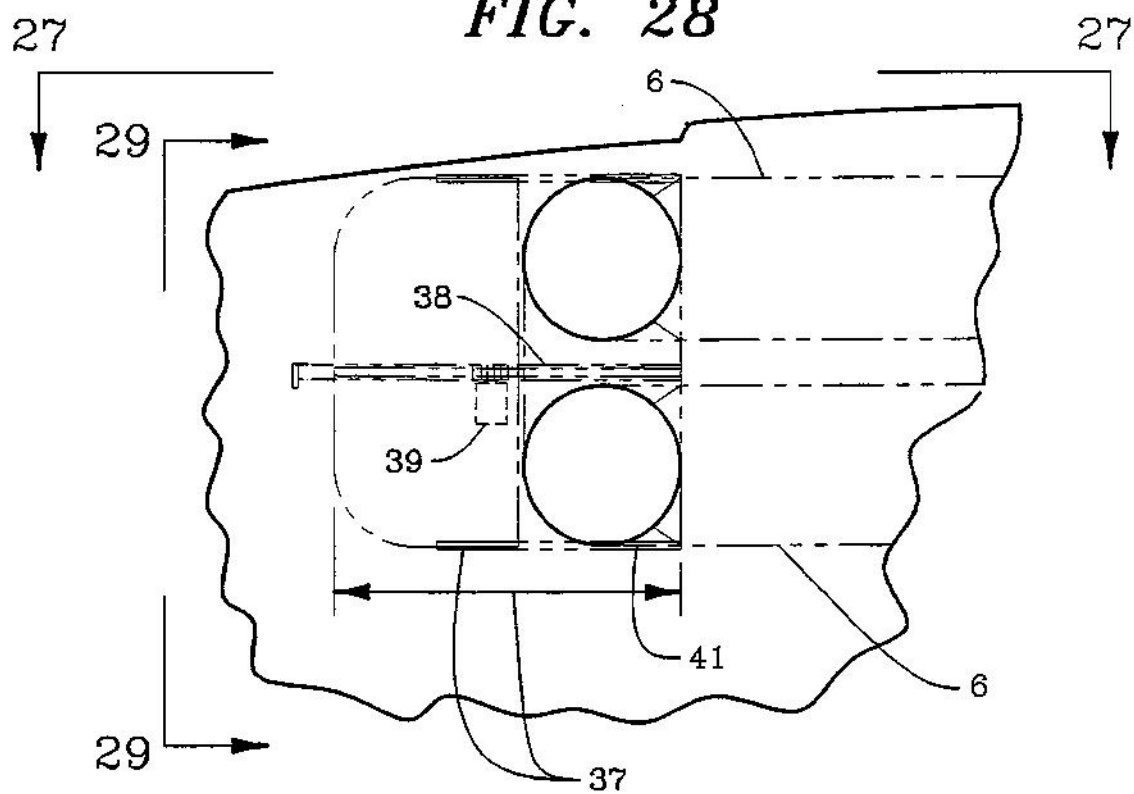


图 29

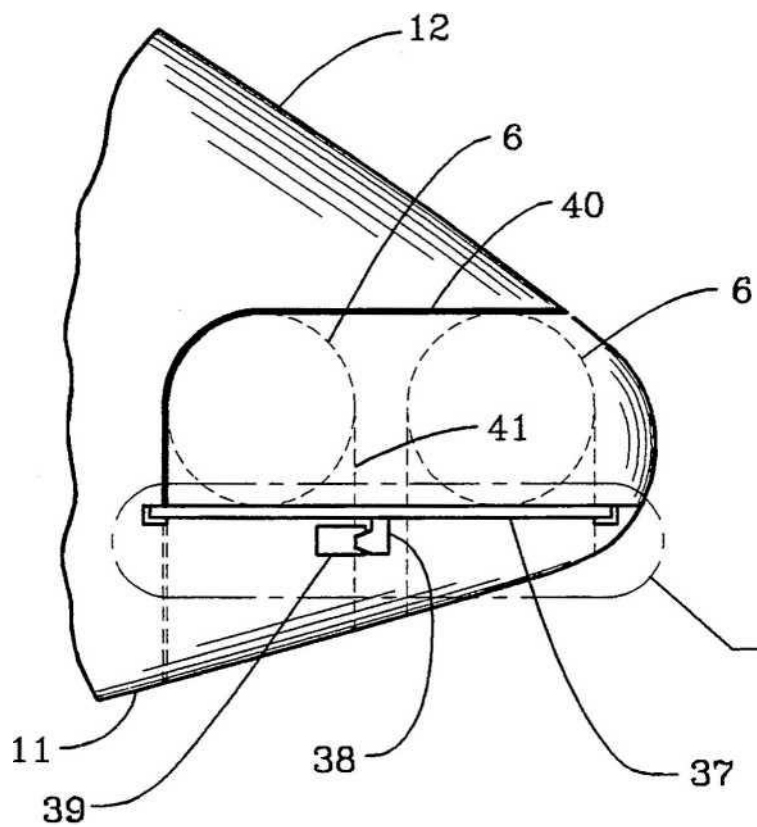
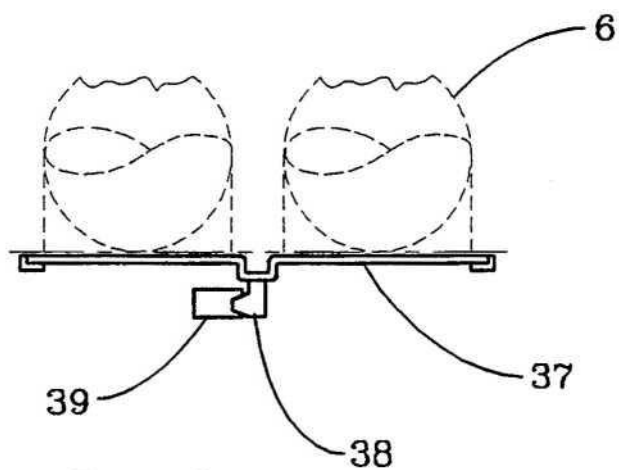


图 30



25346

垂直起飞和着陆(垂直起落)飞盘

发明背景

1. 发明领域

本发明总体上涉及盘状飞机，更具体地说，涉及能够垂直起飞和着陆的盘状飞机。

2. 现有技术的描述

如在现有技术中看到的，已经有许多努力致力于设计和开发一种能够垂直起飞和着陆(垂直起落)同时仍然能够以很高的速度和效率在大致水平的飞行路径上移动的飞机。

垂直起降飞机最常见的配置是直升机。直升机能够进行真正的垂直飞行，包括原地悬停、前后和左右飞行的能力。不幸的是，直升机有许多限制，其中最重要的是其机械复杂性和高运行费用。此外，空气动力学原理导致了性能的明显限制，最明显的是，与固定翼飞机相比，可达到的最大前进速度低，航程小。

为开发垂直起落飞机的操作程序而进行的现有技术努力主要是为了使用这样的飞机，其中起飞或着陆操作通常使机身的纵轴设置在垂直于地面的平面上，从而使飞机在垂直方向上被向上推进，并且在到达期望的高度时，飞机通过推进单元旋转到水平位置，该水平位置是飞机的正常飞行姿态。类似地，已经努力开发一种操作程序，其中旋转盘原理用于在飞行器起飞或悬停期间产生垂直升力，以及帮助盘状旋转翼在环境空气中运动，从而帮助水平飞行。

现有技术飞机中的问题在于开发一种既能进行直升机式悬停飞行又能进行高速水平飞行的飞机，同时仍能保持操作的安全性和可靠性，并且制造、维护和使用通常是经济的。在这种类型的飞机操作中，最大的困难是进行这样的飞行操作，当飞机从一个位置到另一个位置，换句话说，从水平到垂直飞行时，需要转动和旋转飞机，同时保持飞机在适当的空中高度，以防止飞机坠落或坠毁到地面上。

本发明涉及一种垂直起落飞行盘，该飞行盘能够从垂直飞行过渡到常规飞行，而不需要“旋转盘”效应，并且由于其动力装置位置和升力体型机身，该飞行盘在垂直起飞和水平飞行模式下都具有增强的性能。

发明概述

根据本发明，公开了一种飞盘形式的垂直起落飞机，既能进行直升机式悬停飞行，也能进行高速水平飞行。

本发明降低了旅行成本，并使机场跑道过时。本发明在水上不沉，具有降低的噪音水平，并且是环境友好的。它的水平飞行速度堪比巨型喷气式飞机。本发明的尺寸约为 5 英尺。大于翼展，约 31 英尺。比波音 747 巨型喷气式飞机的机身或机身长度小。总测量值约为 200 英尺。直径最大身体高度为 50 英尺。乘客舱配置有一个大约 756 名乘客的座位安排，包括机组人员和空乘人员。然而，飞机的尺寸是可选的，允许本发明具有商业和军事应用。

用于飞机结构的材料应为所有可用的轻质材料，如铝合金、镁合金、合成合金等。在适用或可行的情况下。

该飞机构型包括圆形的旋转翼面形机翼结构，该机翼结构具有凸起的上表面和带有前缘和后缘的凹入的下表面。至少一个推进或推力产生单元，最好是喷气发动机的形式，分别连接在每个前缘和后缘，以帮助垂直起落和水平飞行。此外，许多其它的推力产生装置，最好是导管风扇组件的形式，对称地安装在圆形机翼结构上，它们也有助于垂直起落和水平飞行。

每个推力产生单元都连接有一个推力偏转器组件，用于角度调节由推力产生单元产生的推力，从而允许飞机垂直和水平飞行。

大量的氦气储存在飞机的内上壳体内。氦气是最重要的，因为它给飞盘更大的升力。因此，喷气发动机和涵道风扇组件不需要提升飞盘的全部横向重量和有效载荷就能在空中飞行。此外，垂直起落和水平飞行的燃油消耗都减少了。

上船体的外壳主要由多个太阳能电池板组成，用于向飞机内和飞机上的多个装置输送能量。太阳能电池板几乎覆盖了整个船体上表面。

根据本发明，其目的是提供一种通常为盘状的飞机，该飞机能够垂直起飞和着陆，同时仍然能够以很高的速度和效率在水平飞行路径上移动。

另一个目的是提供一种飞行器，该飞行器具有围绕圆形机翼结构对称安装的多个推力产生单元，每个推力产生单元具有连接到其上的推力偏转器组件，用于角度调节由推力产生单元产生的推力。

另一个目的是提供一种如上所述的飞行器，其中大量的氦气储存在飞行器的内部上船体内。

另一个目的是提供一种如上所述的飞行器，其中上船体的外壳

基本上由多个太阳能电池板组成，用于向多个设备输送电力。

根据这些和其他在下文中显而易见的目的，现在将特别参考附图来描述本发明。

附图简述

图 1 是垂直起落飞行盘的前视图；

图图 2 是垂直起落飞机飞行 10 盘的透视图；

图图 3 是沿着图 3 中的线 3-3 截取的视图 2；

图图 4 是垂直起落飞行盘的侧视图，其部分被剖开；

15

图图 5 是大致沿图 5 的线 5-5 的视图 4；图图 6 是大致沿图 6-6 线的视图 4；图图 7 是大致沿图 7-7 线的视图 5；图图 8 是大致沿图 8-8 线的视图 5；

图图 9 是图 9 的部分的细节 5； 20

图图 10 是大致沿图 10-10 线的视图 9；

图图 11 是图 11 的部分的细节 10；

图图 12 是大致沿图 12-12 线的视图 9； 25

图图 13 是大致沿图 13-13 线的视图 12；

图图 14 是图 14 的部分的细节 13；

图图 15 是大致沿图 15 的线 15 的视图 5；

图图 16 是图 16 的部分的细节 15； 30

图图 17 是大致沿图 17-17 线的视图 15；

图图 18 是大致沿图 18-18 线的视图 15；

图图 19 是大致沿图 19-19 线的视图 35 17；

图 20 是图 20 的部分的细节 9；

图图 21 是大致沿图 21-21 线的视图

图 22 是图 22 的部分的细节 10；

图图 23 是大致沿图 23-23 线的视图 40 20；

图图 24 是大致沿图 24-24 线的视图 15；

图图 25 是大致沿图 25-25 线的视图 24； 45

图图 26 是大致沿图 26-26 线的视图 24；

图图 27 是大致沿图 27-27 线的视图 28；

图图 28 是图示喷气发动机组件的齿轮传动和齿轮

50 轨道组件的视图。

图图 29 是大致沿图 29-29 线的视图 28；

图 30 是大致沿图 30-30 线的视图

29.

5

优选实施例的描述

参照附图的几个视图，描述了一种飞盘形式的垂直起落飞机，其特征通常由附图标记表示

1. 如图 1 和 2 所示如图 1、2 和 4 所示，飞机是圆盘状翼型机翼结构，具有带凸面的上壳体 12 和带凹面的下壳体 11。该飞机具有前缘 10 和后缘 10'，在前缘 10 和后缘 10' 的每一个处分别连接有至少一个推进或推力产生单元 6，以帮助垂直起落和水平飞行，这将在

在下文中详细描述。在优选实施例中，推力产生单元 6 是喷气发动机组件。如图 2 和 3 所示如图 2 和图 5 所示，多个其他推进单元 7，优选地是导管风扇组件类型的推进单元，关于圆形机翼结构对称地安装，并且它们也有助于垂直起落和水平飞行，这将在下文中更详细地描述。

参照附图参考图 2、4、5 和 6，飞行盘 1 显示为具有乘客舱 2，乘客舱 2 具有用于大约 756 名乘客的座位布置 23，包括机组人员和乘务员。货物、燃料、起落架等的存储区 4。位于乘客甲板 2 的地板 13 下方。泛光灯 16 安装在下船体 11 中。为喷气发动机 6 提供入口导管 14 和出口导管 15。提供了多个可伸缩起落架组件和起落架门 9 以及用于起落架组件 9 的轮舱 17。还包括供机组人员使用的窗板 19 和供乘客观赏风景的窗板 22。提供了用于飞机进出的楼梯 20。货舱门 21 提供了通向存储区域 4 的入口。还提供了额外的存储区域 26，以及厕所 24 和厨房区域 25。

乘客甲板 2 的天花板 18 提供了容纳氦气 3 的地板，其中外壳具有作为其上边界的上船体 12 和作为其下边界的乘客甲板天花板 18。相当大体积的氦气 3 储存在内部上船体内，并且是最重要的，因为它给予飞行盘 1 更大的提升能力。结果，不需要喷气发动机 6 和导管风扇组件 7 来提升飞机 1 的全部横向重量和有效载荷，以使飞机 1 成为空中的。此外，在垂直起落和水平或常规飞行中，燃油消耗都减少了。

上船体 12 的外壳基本上由轻质、高效的太阳能电池板 5 组成，太阳能电池板 5 实际上覆盖了整个上船体表面。太阳能电池板 5 可以为多个设备输送电能；例如，泛光灯 16、所有设备、加热和空调系统、起落架组件 9、货舱门 21、所有电动装置驱动装置(在下文中详细描述)，以及可能用于管道风扇组件 7 的动力，这将在下文中更详细地描述。

管道风扇组件 7 可以由太阳能电池板 5 供电，或者由替代电源装置 8 单独供电。从图 1 和 2 中可以看出最清楚如图 2 和图 15 所示，每个替代动力装置 8 被纵向安装到其相应的管道风扇组件 7 上。替代动力装置 8 可以是电动机、发电机、小型燃气涡轮发动机或本领域已知的任何合适的动力装置

5

现在参考图 1 和 2 参照图 15-19，示出了管道风扇组件 7，其包括风扇叶片 27 和结构支撑构件 28，如现有技术中已知的替代动力装置 8 安装在结构支撑套筒 36 上，结构支撑套筒 36 本身连接到支撑构件 28 上。专用于每个单个喷气发动机 6、管道风扇组件 7 或动力装置 8 的禁止转载主燃料箱的燃料供给管线通过最近的结构支撑构件 28 连接。类似地，控制发电厂 8 的启动和转速的电线通过最近的结构支撑构件 28 连接。多个叶片或百叶窗 29 通过轴承 47 枢转地安装到可旋转的

靠近风扇组件 7 出口的套筒 34。构件 30 枢转地安装到叶片 29 上，并且横向于叶片 29，使得如果任何一个叶片枢转，所有叶片相应地枢转。固定套筒 35 也靠近风扇组件 7 的出口，并位于可旋转套筒 34 的下方。

现在参考图 1 和 2 如图 15 和 24-26 所示，电驱动器 31 枢转地连接到可旋转套筒 34，并且进一步枢转地连接到叶片 29 之一。电力可以通过太阳能电池板 5 输送到电力驱动器 31。当电驱动装置 31 被激活时，⁵这又导致每个叶片 29 如上所述枢转。这样，由导管垂直起落或水平飞行。此外，齿轮轨道组件 32 和齿轮使得当齿轮驱动 33 被激活时，其接合齿轮轨道 32，套筒 34 被配置成旋转 90°。前述构造允许叶片 29 以适应垂直起落或水平飞行。每个管道式风扇组件可以被单独控制，或者可以被同步以控制由风扇组件俯仰、偏航和方向控制。

现在参考图 1 和 2 图 9-14 和图参照图 20-23，示出轴承 49 枢转地安装到可旋转套筒 42 上，靠近推力偏¹⁵上，并且横向于叶片 48，使得如果任何一个叶片枢转，组件 41 和套筒 42 的圆周等距分布，以确保正确旋转。有助于将推力偏转器组件 41 保持在固定位置。半挡 41。另一半挡圈 54 安装到推力偏转器组件 41 的内周，脱离。在图 1 和图 2 中示出了在发动机 6 和推力偏转²⁰替代实施例 13，14，21 和 22。

电驱动装置 51 枢转地连接到可旋转套筒 42，并且太阳能电池板 5 输送到电力驱动器 51。当电驱动装置的叶片 48 枢转，这又导致每个叶片 48 如上所述枢转。²⁵以便于垂直起落飞行。此外，推力转换器 46 连接到动机 6 产生的推力。此外，齿轮轨道组件 44 和齿轮

了推力偏转器组件 41。多个叶片或百叶窗 48 通过转器组件 41 的出口。构件 50 枢转地安装到叶片 48 所有叶片相应地枢转。滚珠轴承 43 围绕推力偏转器定位销或锁销 52 安装在推力偏转器组件 41 上，并圈 53 安装在发动机 6 上，以容纳推力偏转器组件以确保推力偏转器组件 41 与发动机 6 的正确接合和器组件 41 之间提供快速连接和断开的接头安装的

进一步枢转地连接到叶片 48 之一。电力可以通过太 51 被激活时，它枢转，导致连接到电驱动装置 51 这样，喷气发动机 6 产生的推力可以进行角度调节，推力偏转器组件 41 的内周，并有助于偏转由喷气发驱动组件 45 连接到

QQ475725 46 ONE 30

OR ET

35

40

45

50

55

60

65

可旋转套筒 42 和推力偏转器组件 41，使得当齿轮传动装置 45 被启动时，其接合齿轮轨道 44，导致可旋转套筒 42 旋转。在优选实施例中，可旋转套筒 42 被配置成旋转 90°。前述构造允许叶片 48 的三维枢转，允许喷气发动机 6 产生的推力被角度调节以适应垂直起落或水平飞行。每个推力偏转器组件的电驱动器 51、齿轮驱动器 45 和齿轮轨道 44 可以同步，以控制由推力偏转器组件 41 产生的推力的方向变化，从而便于飞盘 1 的滚动、俯仰、偏航和方向控制。

一旦达到了期望的垂直高度，过渡到水平飞行如下。如下所述，90° 推力偏转器组件 41 将自动缩回

套筒进一步位于固定套筒上方；
枢转地安装到所述叶片上的构件，所述构件横向于所述叶片；和

用于选择性地三维枢转所述叶片的装置

2. 根据权利要求 1 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，所述输送动力的装置是多个太阳能电池板。

3. 根据权利要求 1 所述的垂直起落飞行盘，其中所述用于产生推力的装置包括以下组合：

喷气发动机部件；和管道风扇组件。

4. 根据权利要求 3 所述的垂直起落飞行盘，其中至少一个涡轮风扇或涡轮喷气发动机安装在所述前缘和每个上。

5. 根据权利要求 3 所述的垂直起落飞行盘，其中至少两个涡轮风扇或涡轮喷气发动机安装在所述前缘和后缘的每一个上。

6. 根据权利要求 3 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，所述导管风扇组件围绕所述机翼结构的圆周对称安装。

7. 根据权利要求 6 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，所述导管风扇组件由所述输送动力的装置提供动力。

8. 根据权利要求 7 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，每个所述导管式风扇组件由第二动力传递装置单独提供动力。

9. 根据权利要求 8 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，所述用于输送动力的第二装置垂直安装在所述管道风扇组件上。

10. 根据权利要求 9 所述的垂直起落飞行盘，其特征在于，所述用于传递动力的第二装置是电动机、发电机或燃气涡轮发动机。

11. 根据权利要求 1 所述的垂直起落飞行盘，其中所述用于选择性地枢转的装置包括以下组合：

分别安装到所述固定套筒和所述可旋转套筒的齿轮

驱动组件和齿轮轨道组件，其中当所述齿轮驱动组件被启动时，所述齿轮轨道组件被接合，从而旋转所述可旋转套筒，导致所述叶片旋转；和

枢转地连接到所述可旋转套筒的第二驱动组件，所述第二驱动组件还枢转地连接到所述叶片之一，其中当所述第二驱动组件被启动时，所述叶片枢转。

12. 垂直起落和着陆飞行圆盘压缩：

具有凸形上表面和凹形下表面的圆形翼型机翼结构，所述机翼结构还具有前缘和后缘；

安装到所述凸形上表面的多个太阳能电池板，所述太阳能电池板用于输送电能；

用于存储氢气的装置，所述用于存储氢气的装置具有由所述凸形上表面限定的上边界和由乘客平台限定的下边界；

连接到所述圆形机翼结构的用于产生推力的装置，所述用于产生推力的装置包括喷气发动机部件和导管风扇组件的组合，其中至少一个所述喷气发动机部件可旋转地安装到每个所述前缘和后缘，其中所述导管风扇组件关于所述机翼结构的圆周对称安装；和

用于角度调节由所述产生推力的装置产生的推力的装置，所述角度调节装置包括

枢转地连接到可旋转套筒上的多个叶片，所述可旋转套筒连接到所述用于产生推力的装置的出口附近，所述可旋转套筒进一步定位在旋转套筒上方，

枢转地安装到所述叶片上的构件，所述构件横向于所述叶片，

分别安装到所述固定套筒和所述可旋转套筒的齿轮驱动组件和齿轮轨道组件，使得当所述齿轮驱动组件被启动时，所述齿轮轨道组件被接合，从而旋转所述可旋转套筒，导致所述叶片旋转，以及

枢转地连接到所述可旋转套筒的第二驱动组件，所述第二驱动组件还枢转地连接到所述叶片之一，其中当所述第二驱动组件被启动时，所述叶片枢转。

40

45

50

55

60

65

美国专利 twj

Vass

US005503351A

[11]专利号:

5 503 351

[45]专利日期:

1996 年 4 月

2 日

[54]圆形机翼飞机

[76]发明人: **Gabor I. Vass**, 118-10221 133A Street,
加拿大不列颠哥伦比亚省萨里, V3T 5J8

[21] 应用。编号: **300, 757**

[22] 归档: **1994 年 9 月 6 日**

[51] **Int. cl.** 6 B64C 27/22; B64C 39/06;

B64C 29/00

[52] **美国** C1 244/34A; 244/7a; 244/12.2;

244/23° C; 244/67; 244/73 摄氏度

[58]搜索字段 244/6, 54, 56,

244/7 A, 7 C, 8, 7 R, 10, 12.2, 17.11, 23 C,

34 A, 67, 73 B, 73 C

[56]引用的参考文献

美国专利文件

2008464 7/1935 西山丽 244/23 摄氏度
2, 929, 580 3/3960 Ciolkosz 244/34 A
3, 064, 929 11/1962 小荷兰 244/34 A
3, 108, 764 10/1963 Sudro 244/34A
3, 124, 323 3A964 霜冻 244/12.2
3, 129, 905 4/1964 泰勒 244/12.2
3, 405, 890 10/1968 Eickmann 244/7 R

3, 486, 715 12/1969 令。

1/1974 Kerruish 244/12.2

4, 598, 7H986 Beteille。

4, 979, 698 12/1990 Lederman 244/7 R

5, 101, 615 4M992 Fassauer。

5, 163, 638 1H1992 (Iaiinea。'。

5, 170, 963 小 1^1992 • 贝克 244/12.2

5, 190, 242 3/3993 Nichols 244/34 A

5, 244, 167 9/1993 Tiuk 等人。。

5, 255, 871 104993 Ikedd。

5, 277, 380 1/1^<1 • 西孔等人 244/12.2

5, 328, 131 7/1994 Fodera et al 244/73 B

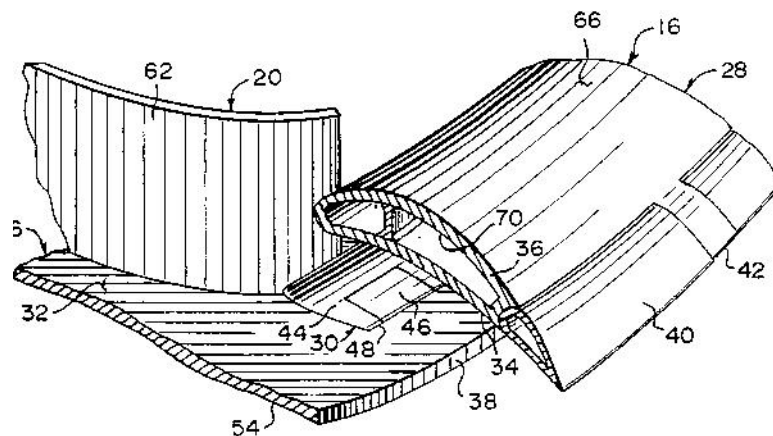
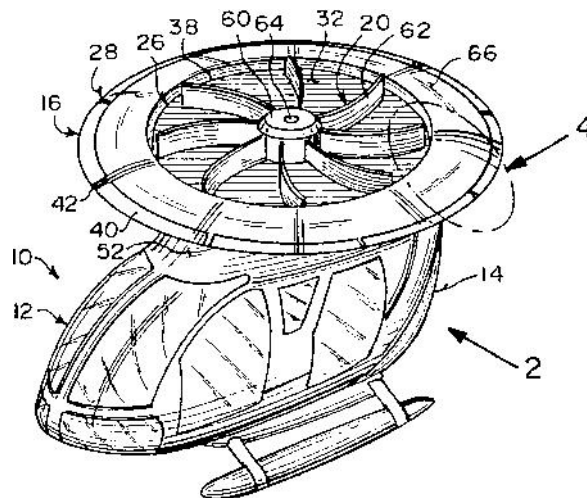
10^19^<1 • 西孔等人 244/34 A

主审查员——安德烈斯·卡什尼科夫助理审查员——维尔
娜·利西·莫吉卡律师、代理人或事务所——迈克尔·克罗
尔

[57]摘要

一种直升机形式的圆形机翼飞机，包括机身和圆形机翼组件。
一种结构用于以固定方式将圆形机翼组件安装在机身上方。
空气叶轮单元可旋转地承载在圆形翼组件内。一种装置用于
驱动空气叶轮单元绕圆形机翼组件内的中心轴线旋转，以便
在保持偏航控制的同时提供升力和飞行运动。

8 权利要求, 3 张图纸



禁止转载

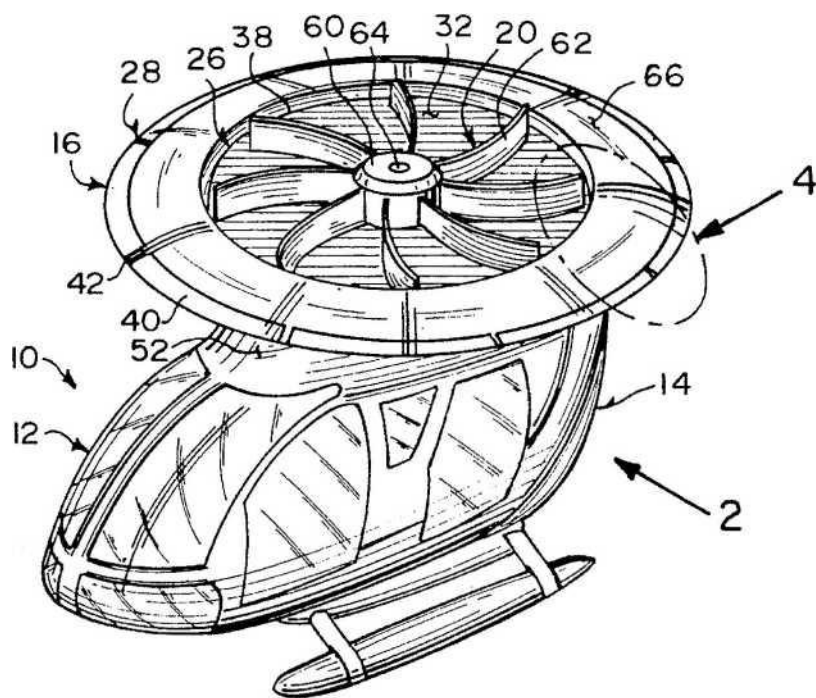


Fig. 1

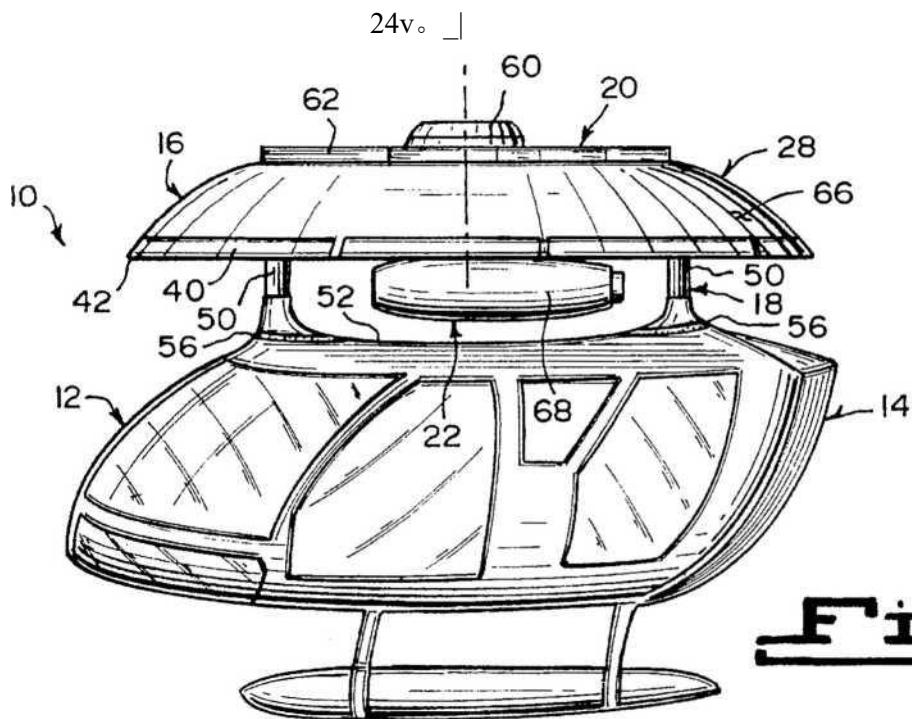
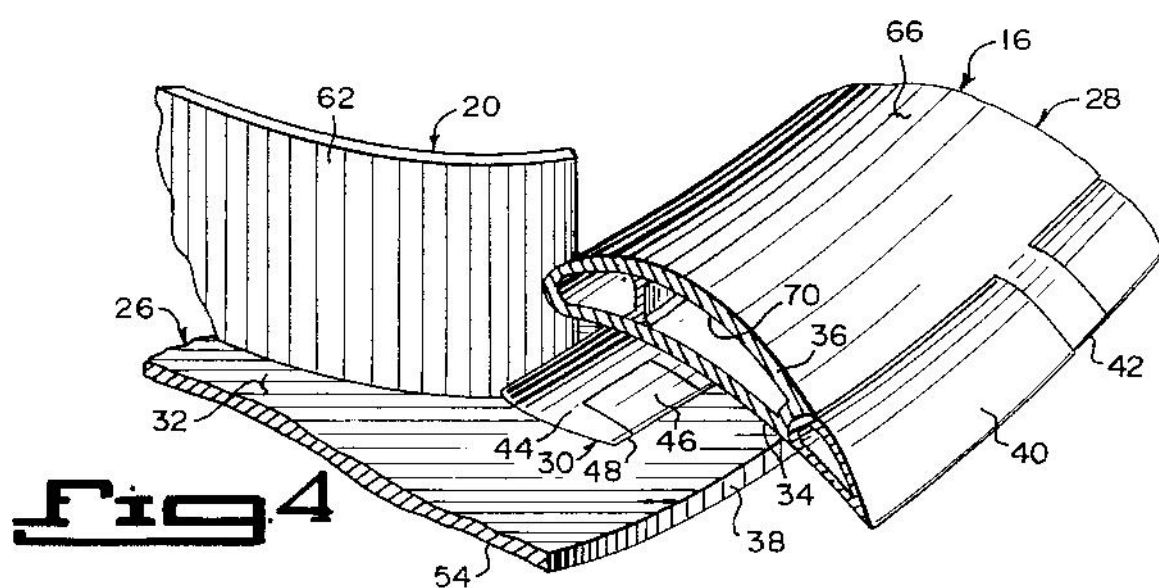
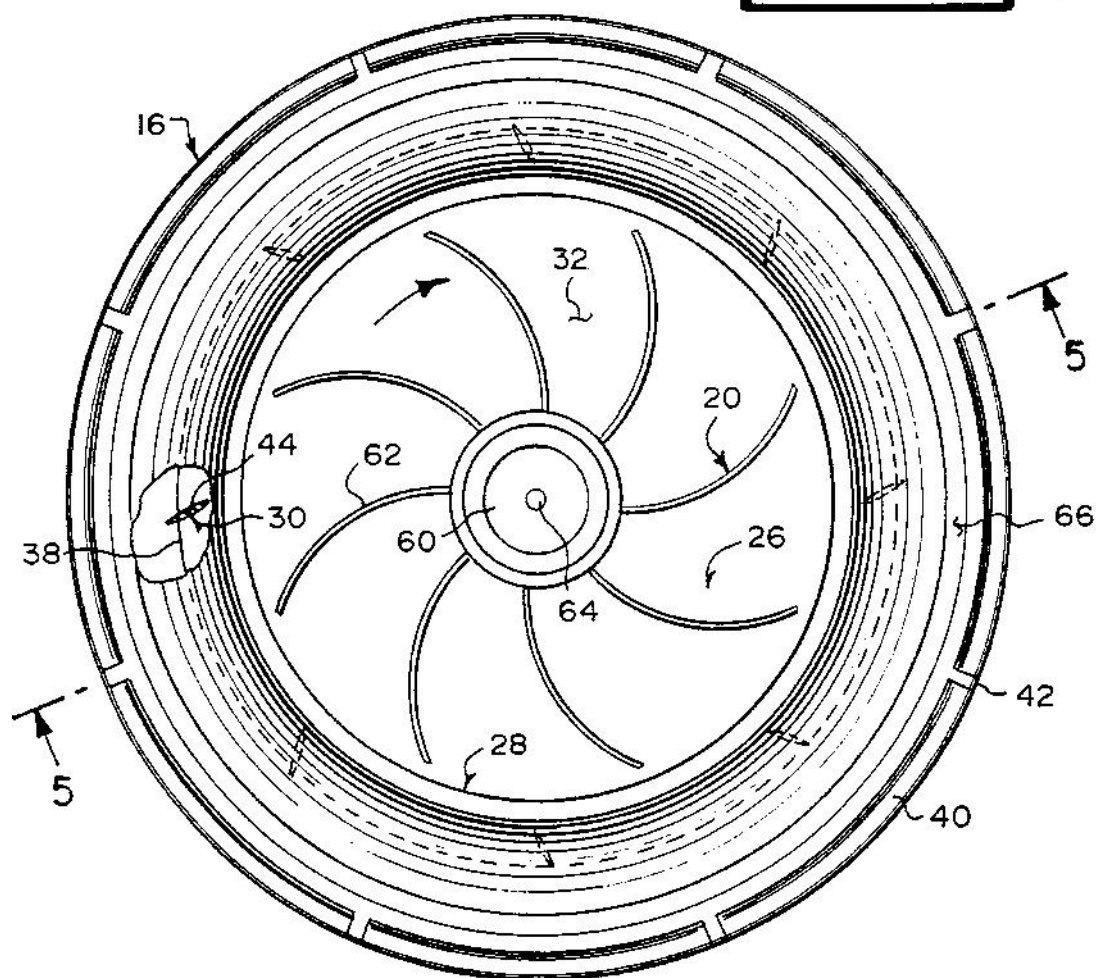
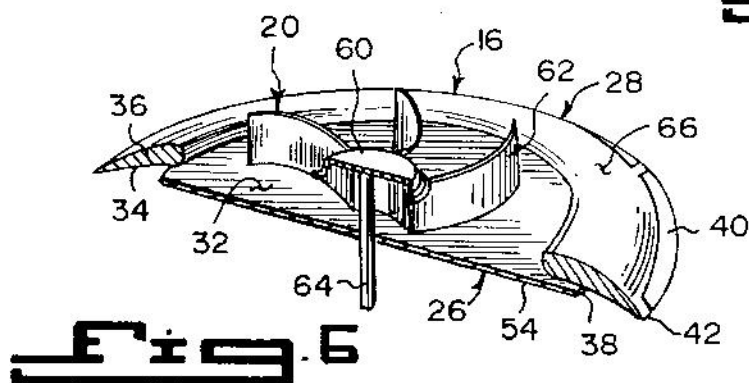
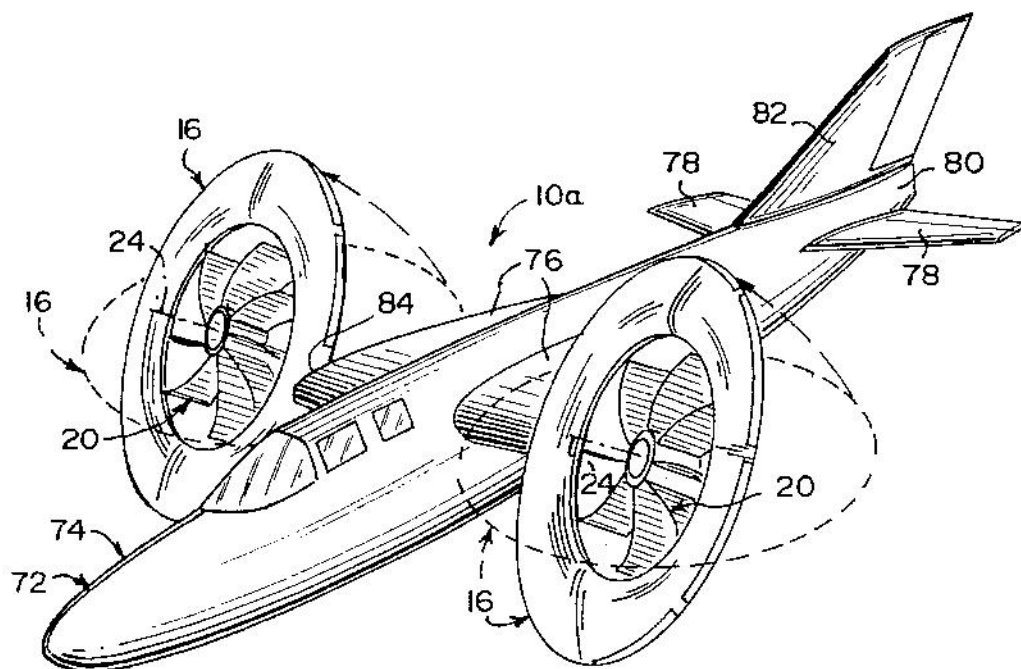
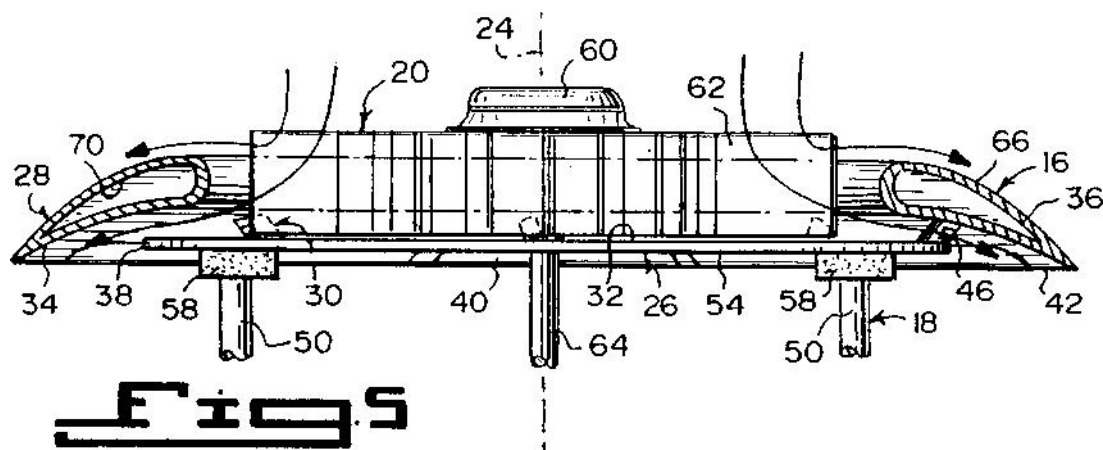


Fig. 2

Fig. 3





1 2 圆形机翼飞机

发明背景

本发明是公开文件号: 353726, 于 1994 年 5 月 10 日提交⁵给专利商标局, 敬请将本文件保留两年以上, 以便在本申请的审查阶段, 如有需要, 可将其作为发明构思的证据。

1. 发明领域

本发明总体上涉及飞行器, 更具体地说, 涉及圆形机翼飞¹⁰行器。

2. 现有技术的描述

现有技术中已经提供了许多飞行器例如, 美国专利。编号¹⁵3, 486, 715 至 Reams4, 598, 888 到 Beteille5, 101, 615¹⁵给 Fassauer5, 163, 638 给 Chaneac5, 244, 167 和 5, 255, 871 都说明了这种现有技术虽然这些单元可能适合于它们所针对的特定目的, 但是它们不像之前描述的那样适合于本发明的目的。

一种机载设备, 称为直升机机翼设备, 与固²⁰的 wmg 飞机结合使用。helicopter²⁰装²⁰具有安装在垂直轴上的转子, 该垂直轴由美国专利中描述的内部部件组成。3, 314, 483 号。通过一个可延伸的发射管和防护罩在船上和飞行中进行操²⁵纵的方法。放置吊耳的目的是放下直升机机翼装置, 从而向²⁵需要提供更重负载服务的目的地提供飞行输送, 或者直接或²⁵远程控制装置下的医疗用品和人员等关键服务, 以满足用户²⁵需求。

一种具有串联升力面的固定翼飞机, 具有固定在机身中间³⁰区域的单翼主翼和水平尾翼面, 在机身尾部安装有至少一个³⁰安定面。机身上的第三支撑表面与其他支撑表面串联布置。³⁰第三个支撑面是位于飞机重心前方的鸭翼面。

一种气浮装置, 例如割草机或真空吸尘器, 包括一个环形³⁵壳体, 该壳体具有一个底部开口, 该开口由一个从壳体底部³⁵向内伸出的相对平坦的板件限定。提供至少一个空气叶轮,³⁵用于对壳体³⁵内的空气加压, 足以使壳体漂浮在支撑表面上方。³⁵板件将空气横向导入壳体, 以阻止空气从壳体中逸出, 并在³⁵壳体中保持相对恒定的压力。在一个实施例中, 该设备包括⁴⁰割草机, 该割草机具有安装在外壳内的可旋转切割构件。切⁴⁰割构件的旋转动作使外壳内的草屑离心。该板构件用作支撑⁴⁰离心后的草屑的架子, 并与外壳的内壁配合, 以将草屑引导⁴⁰到排放导管中, 用于收集在袋或其他容器中。

示出了用于旋翼飞行器的发动机和升力单元以及用于平⁴⁵衡机翼旋转扭矩的装置。旋转扭矩由水平设置在转子下方的⁴⁵鼓风机螺旋桨平衡, 该鼓风机螺旋桨位于外壳内, 该外壳包⁴⁵括围绕鼓风机螺旋桨的垂直导管, 该导管的下开口端位于转⁴⁵子下方⁴⁵

fuselage of the aircraft. A horizontal duct opens

475725346

禁止转载

垂直管道的中间区域, 从飞机后部引出。一个可调节的百叶⁵⁰窗组件设置在两个导管的连接处, 允许产生两个可调节的气⁵⁰流, 一个垂直向下, 另一个朝向飞机的后部。飞机也有固定⁵⁰的机翼、襟翼、方向舵和控制装置, 这样飞行员就可以在飞⁵⁰行中操纵飞机。

一种用于飞机的升力增加系统, 包括多个平行于飞机机⁵⁵翼并平行于机翼后缘插入的螺旋桨。螺旋桨的功能是以直升⁵⁵机桨叶的方式直接产生垂直升力, 并增加机翼上的空气循环,⁵⁵以增强机翼产生的升力。螺旋桨沿着机翼的长度设置在机翼⁵⁵的后缘, 内侧螺旋桨优选地与机身紧密间隔, 以迫使空气流⁵⁵过机身的渐缩部。每个螺旋桨可围绕穿过螺旋桨毂的垂直轴⁵⁵线在所有方向上倾斜, 发动机和螺旋桨的组件铰接到机翼上,⁵⁵用于在基本平行于飞机轴线的平面内枢转。

直升机包括一对旋翼, 每个旋翼都有一个铰接在其中一⁶⁰边的襟翼。跷跷板杆可摆动地支撑在转子上方。一对辅助翼⁶⁰固定在跷跷板杆的相对两端。一对连杆各自连接其中一个襟⁶⁰翼, 跷跷板杆在其上方。当一个旋翼产生的升力大于另一个⁶⁰旋翼产生的升力时, 位于产生较大升力的旋翼上方的辅助机⁶⁰翼上升并卷起旋翼的襟翼, 以减小其襟翼效应并减小旋翼升⁶⁰力。位于旋翼上方产生较小升力的辅助机翼降低和降低旋翼⁶⁰的襟翼, 以增加其襟翼效果并提高其升力。因此, 两个转子⁶⁰的升力得到了调节。

发明概述

本发明的主要目的是提供一种圆形机翼飞机, 其将克服⁶⁵现有技术装置的缺点。

另一个目的是提供一种圆形机翼飞机, 其使用比目前生⁷⁰产的飞机更少的部件, 从而需要更少的维护要求。

另一个目的是提供一种圆形机翼飞机, 在这种飞机中,⁷⁵对于类似的飞机重量, 在自动旋翼形式中需要较小的翼展,⁷⁵而在直升机形式中, 由于圆形机翼组件保持偏航控制, 所以⁷⁵取消了尾桨和尾桨。

另一个目的是提供一种简单易用的圆形机翼飞机。

另一个目的是提供一种制造成本经济的圆形机翼飞机。

随着描述的进行, 本发明的其他目的将会显现。

为了实现上述和相关的目的, 本发明可以以附图中所示⁸⁰的形式来实施, 然而, 需要注意的是, 附图仅仅是说明性的,⁸⁰并且可以在所附权利要求的范围内对所示出和描述的具体⁸⁰结构进行改变。

附图简述

附图 1 是结合到直升机中的本发明的透视图。

3 4

图图 2 是沿图 2 中箭头 2 方向的侧视图 1。
图图 3 是沿图 3 中箭头 3 方向截取的圆形机翼组件本身的俯视图 2。
图图 4 是图 4 中箭头 4 所示的圆形机翼组件的一部分的放大透视图 1。
图图 5 是沿着图 5 中的线 5-5 截取的横截面视图 3。
图图 6 是改进的圆形机翼组件的横截面透视图。
图图 7 是结合到自动驾驶仪中的本发明的透视图。

15 的详细描述
优选实施例

现在描述性地转向附图，其中在几个视图中，相似的附图标记表示相似的元件图 1 和 2 示出了直升机 12 形式的 20° 圆形机翼飞机 10，包括机身 14 和圆形机翼组件 16。结构 18 用于以固定方式将圆形机翼组件 16 安装在机身 14 上方。空气叶轮单元 20 可旋转地承载在圆形机翼组件 16 内。装置 22 用于驱动空气叶轮单元 20 绕圆形机翼组件 16 内的中心轴线 24 旋转，以便在保持偏航控制的同时提供升力和飞行运动。

圆形机翼组件 16，如图 2 和 3 中最佳示出的 330 到 6，由下圆盘翼 26 和上环翼 28 组成。多个翼安装件 30 围绕中心轴线 24 径向间隔开，并固定在下盘翼 26 的顶面 32 和上环翼 28 的底面 34 之间。

上环翼 28 的横截面为翼型 36，其尺寸与下盘翼 26 的周边 38 重叠。上环翼 28 包含多个分段襟翼 40，这些襟翼可围绕外圆周 42 独立控制，以获得更好的升力和机动性。每个机翼支架 30 的横截面为翼型 44，并且在其外边缘 48 包括可移动襟翼 46，以增加和减少用于偏航控制的扭转力。

安装结构 18 包括多个围绕中心轴线 24 径向间隔开的悬挂构件 50。每个悬挂构件 50 在机身 14 的顶面 52 和下盘翼 26 的底面 54 之间延伸。每个悬挂构件 50 可独立调节长度。圆形机翼组件 16 50 可以相对于机身 14 向任何方向倾斜，从而允许机身 14 在水平飞行中保持水平。第一橡胶减震器连接器 56 位于机身 14 的顶面 52。第二橡胶减震器连接器 58 位于下盘 55 机翼 26 的底表面 54，从而可以减少振动，导致机身 14 中的低噪声水平。

空气叶轮单元 20 包含轮毂 60，多个弯曲叶片 62 从轮毂 60 径向延伸。驱动轴 64 从轮毂 60 穿过中心轴线 24 延伸到驱动装置 22。弯曲叶片 62 可与驱动轴 64 上的轮毂 60 一起旋转，以从顶部吸入空气，并将空气在下圆盘翼 26 的顶面 32 上以径向高速吹出。这在顶面 32 上产生了低压区，在下盘翼 26 下方有 65° 的静气压，提供了垂直于下盘翼 26 底面 54 的升力。空气也被吹至上环形翼 28 的顶面 66 上方和底面 34 下方，分别产生额外的升力。

驱动装置 22 是直接连接到圆形机翼组件 16 并连接到驱动轴 64 的发动机 68。如图 1 和 2 所示，上部环形翼 28 可以是中空 的如图 4 和图 5 所示，其中具有用作燃料箱的环形室 70，

从而允许机身 14 内用于有效载荷的最大空间。
图图 7 示出了旋翼机 72 形式的圆形机翼飞机 10a，包括机身 74。一对短的固定翼 76，每个从机身 74 中部的相对侧向外延伸。一对稳定器 78，每个稳定器从机身 74 的尾部 80 的相对侧向外延伸。方向舵 82 从机身 74 的尾部 80 向上延伸。一对圆形翼组件 16，每个都枢转地安装并控制在一个短固定翼 76 的远端自由端 84 上。一对空气叶轮单元 20，每个在一个圆形机翼组件 16 内被旋转驱动，由发动机(未示出)绕中心轴线 24 旋转，以便在保持偏航控制的同时提供升力和高度运动。

参考编号列表		
10	圆形机翼飞机	
10a	飞机圆形机翼	
12	10 人直升机	
14	12 的机身	
16	圆形机翼组件	
18	安装结构	
20	空气叶轮装置	
22	传动装置	
24	中央轴	
26	下盘翼	
28	上环翼。	
30	机翼支架	
32	26 的顶面	
34	28 的底面	
36	28 的空气箔形横截面	
38	周长 26	
40	截面襟翼 16 28	
42	28 的外圆周	
44	30° 的空气箔形横截面	
46	30° 可移动襟翼	
48	30 的外边缘	
50	18 的悬挂构件	
52	14 的顶面	
54	26 的底面	
56	52 处的第一个橡胶减震器接头	
58	54 处的第二个橡胶减震器接头	
60	20 的中枢	
62	60° 弯曲叶片	
64	60° 驱动轴	
66	28 的顶面	
68	22 英寸发动机	
70	28 英寸环形腔	
72	10a 的 autogiro	
74	72 的机身	
76	短固定翼。	
78	稳定器在 80	
80	74 的尾部	
82	方向舵 80 度	
84	76 的远端自由端	

应当理解，上述每个元件，或者两个或多个元件一起也可以在不同于上述类型的其他类型的方法中提供有用的应用。
虽然在所附权利要求中已经示出和描述并指出了本发明的某些新颖特征，但这并不意味着局限于上述细节，因为应该理解的是，各种省略、修改

QQ475725346

禁止转载

5

本领域技术人员可以在不脱离本发明精神的情况下对所示装置的形式和细节及其操作进行修改、替换和改变。

无需进一步分析，前述内容将如此充分地揭示本发明的要点，以至于其他人可以通过应用现有知识，在不省略从现有技术5的观点来看相当构成本发明的一般或特定方面的基本特征的特征的情况下，容易地将其适用于各种应用。

所要求的是新的并且希望由专利证书保护的内容在所附权利要求中阐述：

- 1. 一种直升机形式的圆形机翼飞机，包括：10
 - a) 机身；
 - b) 圆形翼组件，所述圆形翼组件包括下部圆盘翼、上部环形翼和多个围绕中心轴线径向间隔开并固定在所述下部圆盘翼的顶面和所述环形翼的底面之间的翼安装件，所述上部环形翼的横截面为翼型形状，其尺寸与所述下部圆盘翼的周边重叠；15
 - c) 用于将所述圆形机翼组件安装在所述机身上方的装置；
 - d) 空气推进器。可旋转地承载在所述圆形机翼组件内的单元；和20
 - e) 用于驱动所述空气叶轮单元绕所述圆形机翼组件内的中心轴线旋转的装置，以便在保持航向控制的同时提供升力和飞行运动。
- 2. 如权利要求 1 所述的圆形机翼飞机，其特征在于，所述上部环形机翼包括多个可绕外圆周独立控制的分段襟翼，25以获得更好的升力和机动性。
- 3. 如权利要求 2 所述的圆形机翼飞机，其特征在于，每个所述机翼支架的横截面为翼型，并在其外缘包括一个活动襟翼，以增加和减少偏航控制的扭转力。30
- 4. 如权利要求 3 所述的圆形机翼飞机，其中所述安装装置包括多个围绕中心轴线径向间隔开的悬挂构件，每个所述

6

悬挂构件在所述机身的顶面和所述下圆盘机翼的底面之间延伸。

5. 如权利要求 4 所述的圆形机翼飞机，其特征在于，每个所述悬挂构件的长度是独立可调的，允许所述圆形机翼组件相对于所述机身在任何方向上倾斜，从而允许所述机身在水平飞行中保持水平，并且包括在所述机身顶面的第一橡胶减震器连接器和在所述下盘翼底面的第二橡胶减震器连接器，从而可以减少振动，导致所述机身中的低噪音水平。

6. 如权利要求 5 所述的圆形机翼飞机，其中所述空气叶轮单元包括：

- a) 枢纽；
 - b) 从所述轮毂径向延伸的多个弯曲叶片；和
 - c) 驱动轴，其从所述毂穿过中心轴线延伸到所述驱动装置，使得所述弯曲叶片能够与所述毂一起在所述驱动轴上旋转，以从顶部抽吸空气，并且在所述下圆盘翼的顶面上以径向高速吹出空气，以在顶面上产生低压区，在所述下圆盘翼下方具有静态空气压力，提供垂直于所述下盘翼的底面的升力，同时空气也被吹到所述上环翼的顶面上方和底面下方，分别产生额外的升力。
7. 如权利要求 6 所述的圆形机翼飞机，其中所述驱动装置是直接连接到所述圆形机翼组件并连接到所述驱动轴的发动机。
8. 如权利要求 7 所述的圆形机翼飞机，其中所述上部环形机翼是中空的，其中具有用作燃料箱的环形室，从而允许在所述机身内的最大空间用于有效载荷。

美国专利^[i9]

Ploshkin

[54]碟形潜水器

[76]发明人: Gennady Ploshkin, 奇佩瓦路 5987 号。R.R. #5。
邓肯, 不列颠哥伦比亚..加拿大, V9L 4T6

[21] 应用。编号: 422, 897

[22] 归档: 1995年4月17日

[51] int cl. 6 B64C 29/00; B64C 11/46;

B64C 27/10

[52] 美国 CI 244/12.2: 244/15; 244/23° C;
244/69; 244/73° C; 244/91

[58]搜索字段 244/12.2, 12.4,
244/12.5, 15, 23 R, 23 B.23 D, 67, 69。
73 C.91。23° C; 119/312。337.338

[56]引用的参考文献

美国专利文件

- 2, 863.621 12/1958 Davis 244/23 R
2, 935, 275 5/1960 Grayson 244/23 R
3, 018, 068 1/1962 Frost 等人 244/15
3, 034, 747 5/1962 Lent 244/23
3, 041, 012 6/1962 Gibbs 244/17.23
3, 067, 967 12/1962 班: 244/12.2

[11]专利号:

[45]专利日期:

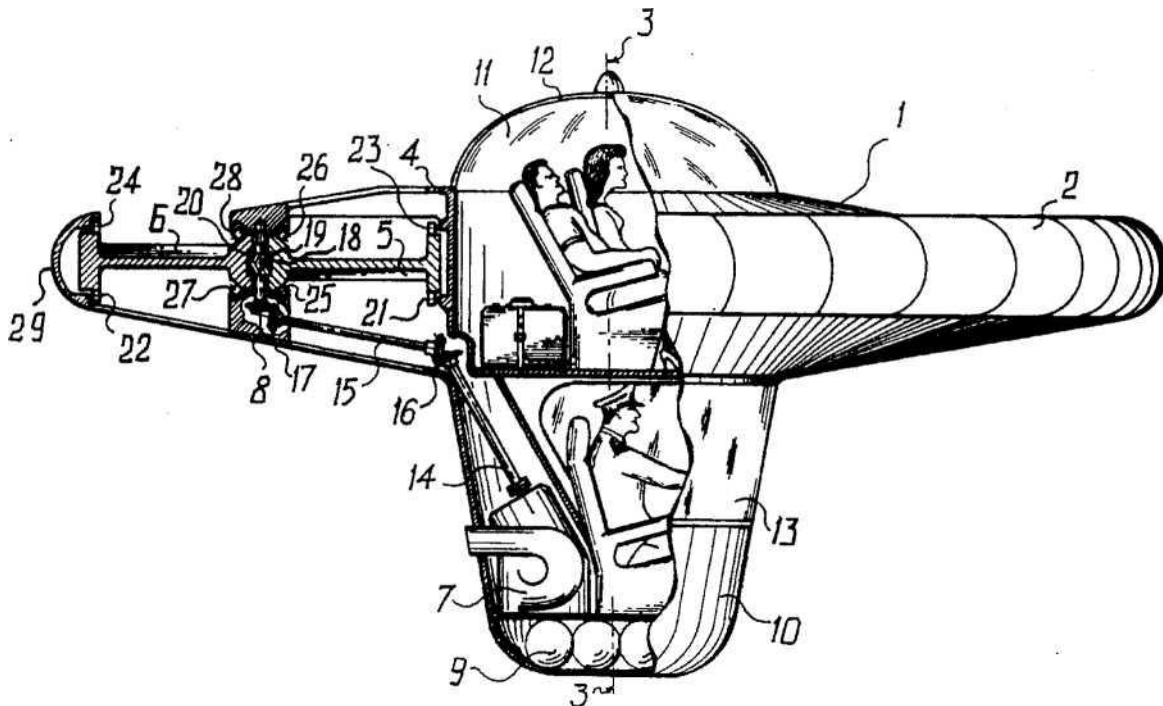
3,123,320	3/1964	Slaughter	244/23C
3,312,425	4/1967	Lennon et al.....	244/12.2
3,606,570	9/1971	Haggerty.....	416/2
3,774,865	11/1973	Pinto	244/23C
4,014,483	3/1977	MacNeill	244/23C
5,039,031	8/1991	Valverde	244/12.2
5,064,143	11/1991	Bucher.....	244/23 C
5,213,284	5/1993	Webster	244/23 C
5,303,879	4/1994	Bucher.....	244/23 D

主考官——安德烈斯·卡什尼科夫助理审查员——维玛·利
斯·莫吉卡律师、代理人或事务所——托马斯·西斯特

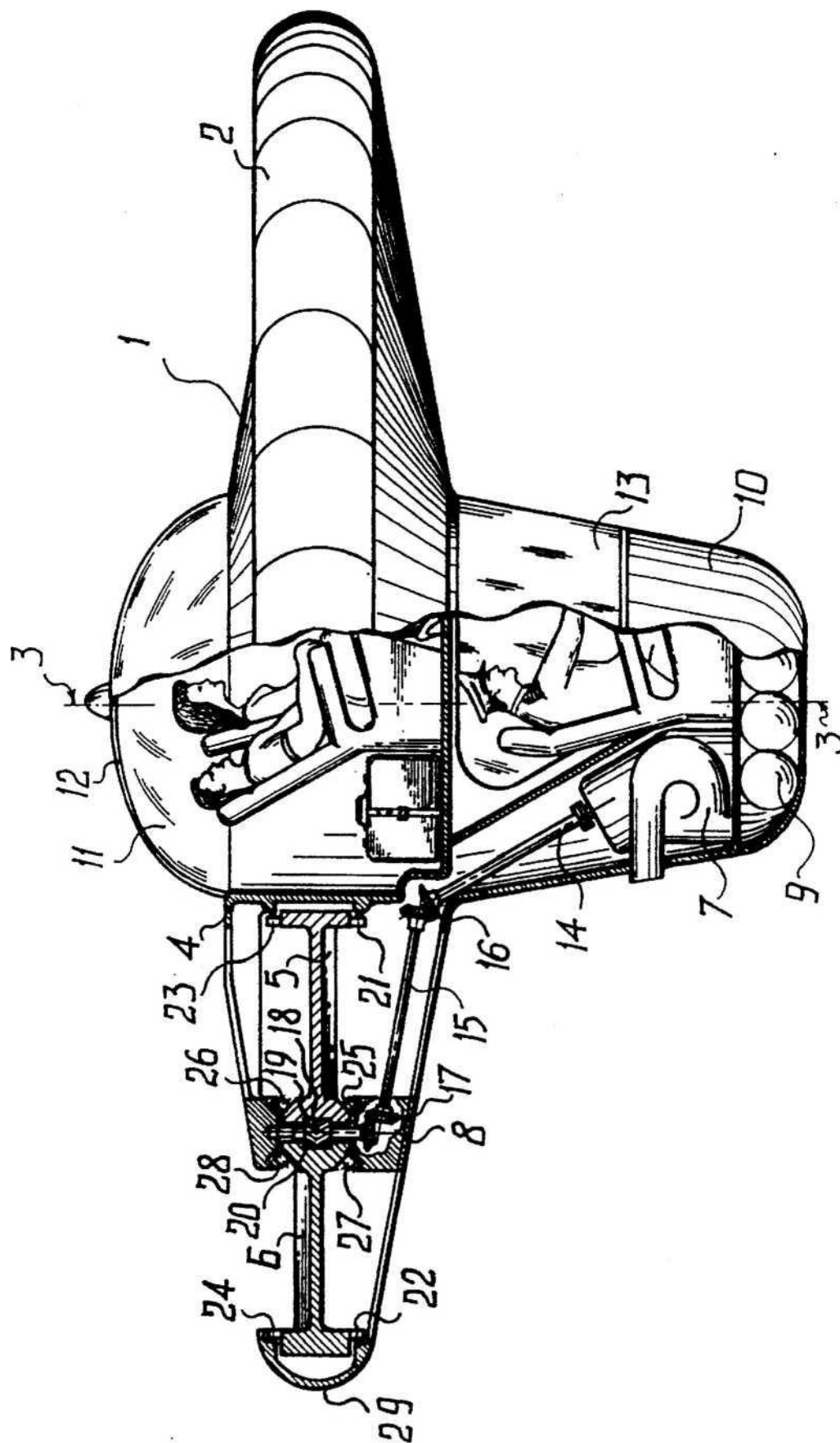
[57]摘要

盘形构型的飞机提供垂直起飞和着陆的能力; 水平直线飞行; 以及借助于由固定桨距或自调节桨距翼型叶片元件组装的多个反向旋转提升转子在空中的三维机动性; 还有。飞机在水中的可沉性是通过船舶推进模块实现的, 该模块使用两个反向旋转的水翼旋翼用于向上或向下的推力, 以及隧道式传统船舶螺旋桨用于水平行进。船舶推进模块在紧急情况下是可拆卸的, 并与各种其他可拆卸模块的主框架飞机一起使用, 用于不同的任务和任务。特别适用于任何现有的发电厂, 包括核电站, 它最适合环境友好型, 如氢氧燃烧集成蒸汽发动机。设计的简单性及其机械效率与几个新颖的安全特征相结合, 同时显示出对任何传统飞机制造商有吸引力的技术连续性。提升转子下游的空气, 由位于转子下方的叶片系统操纵。

86 索赔, 11 张图纸



禁止转载



QQ475725346

禁止转载

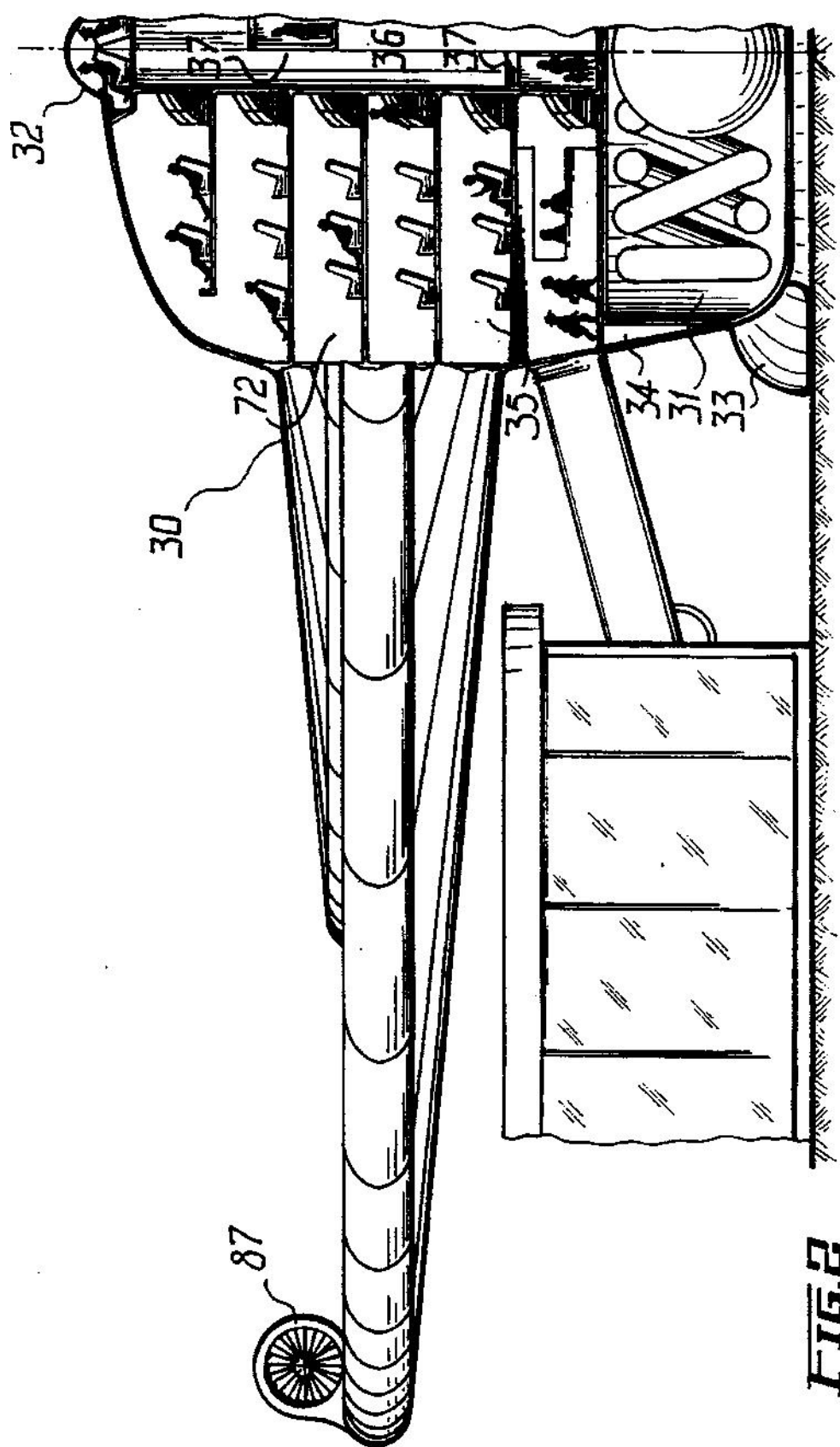


FIG. 2

QQ475725346

禁止转载

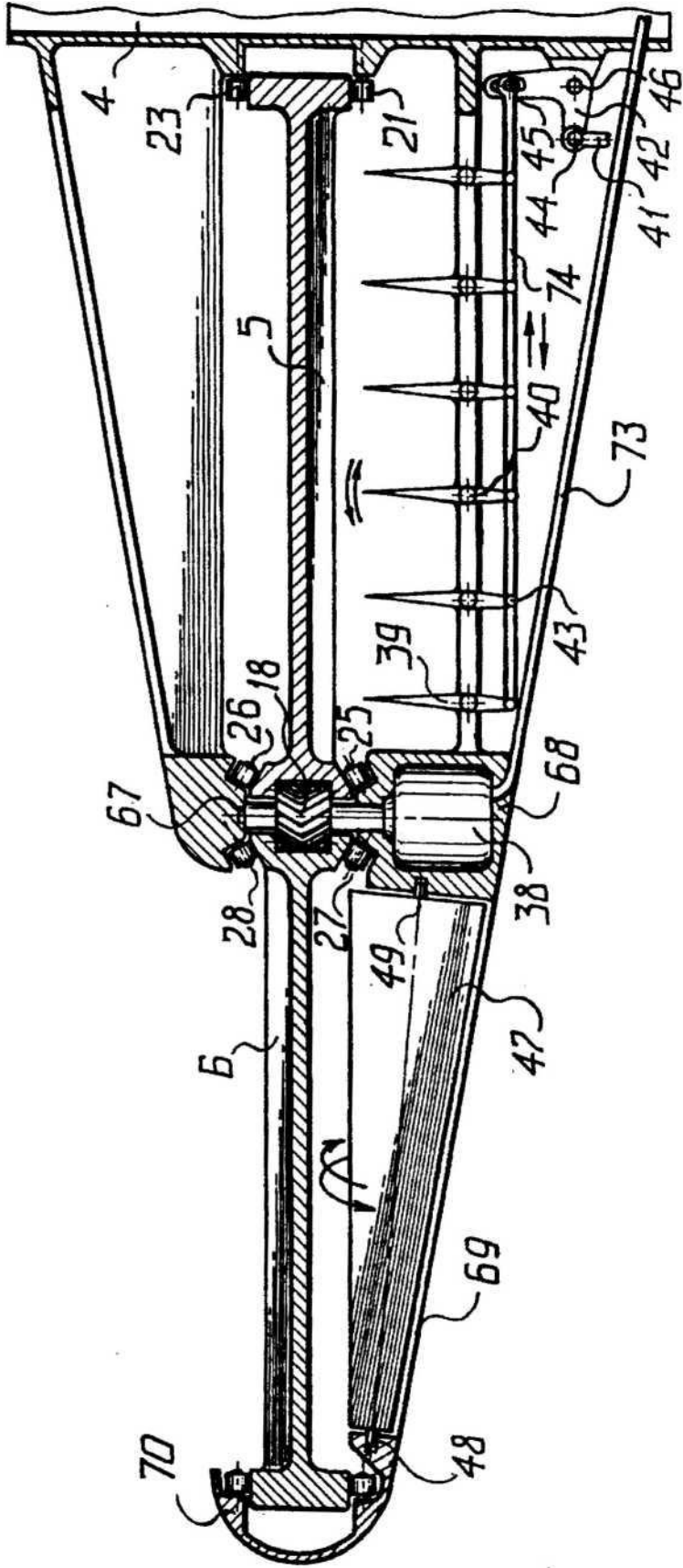
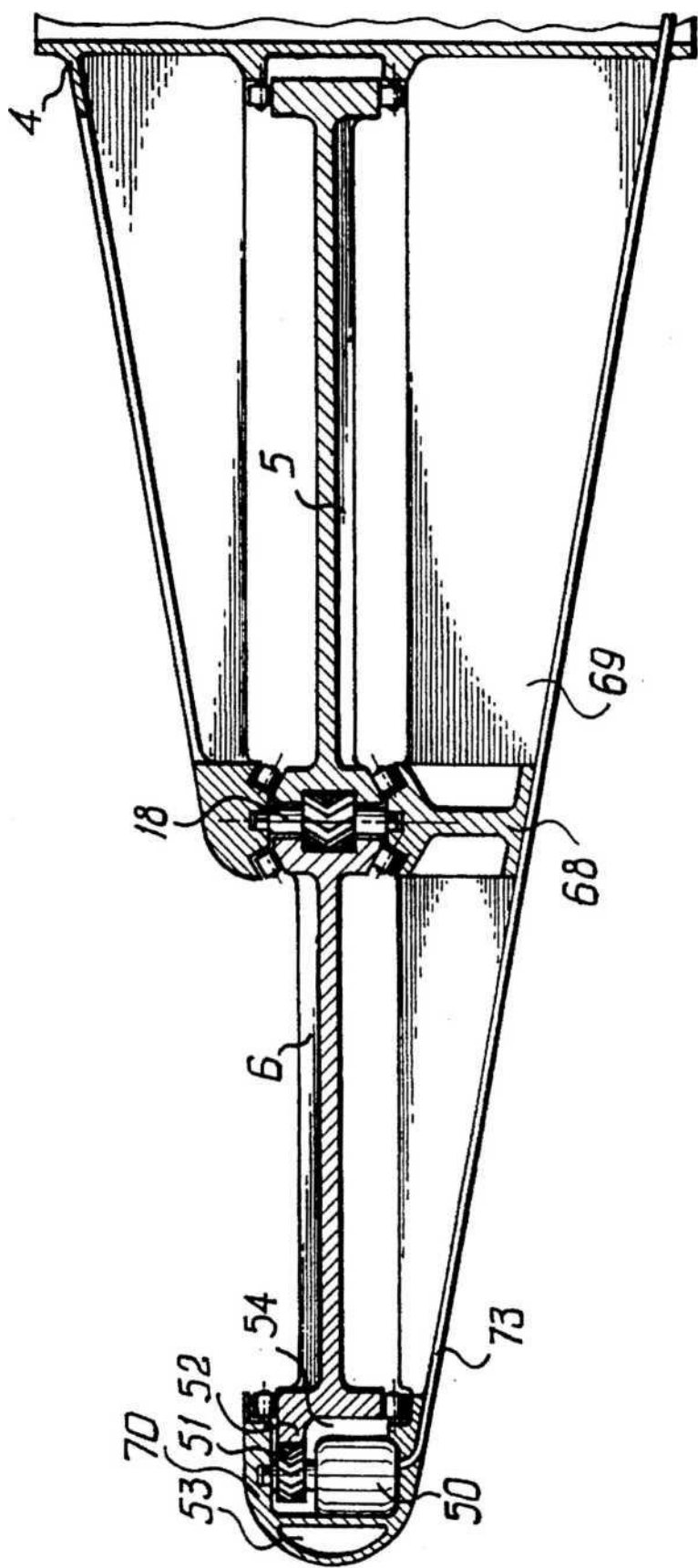
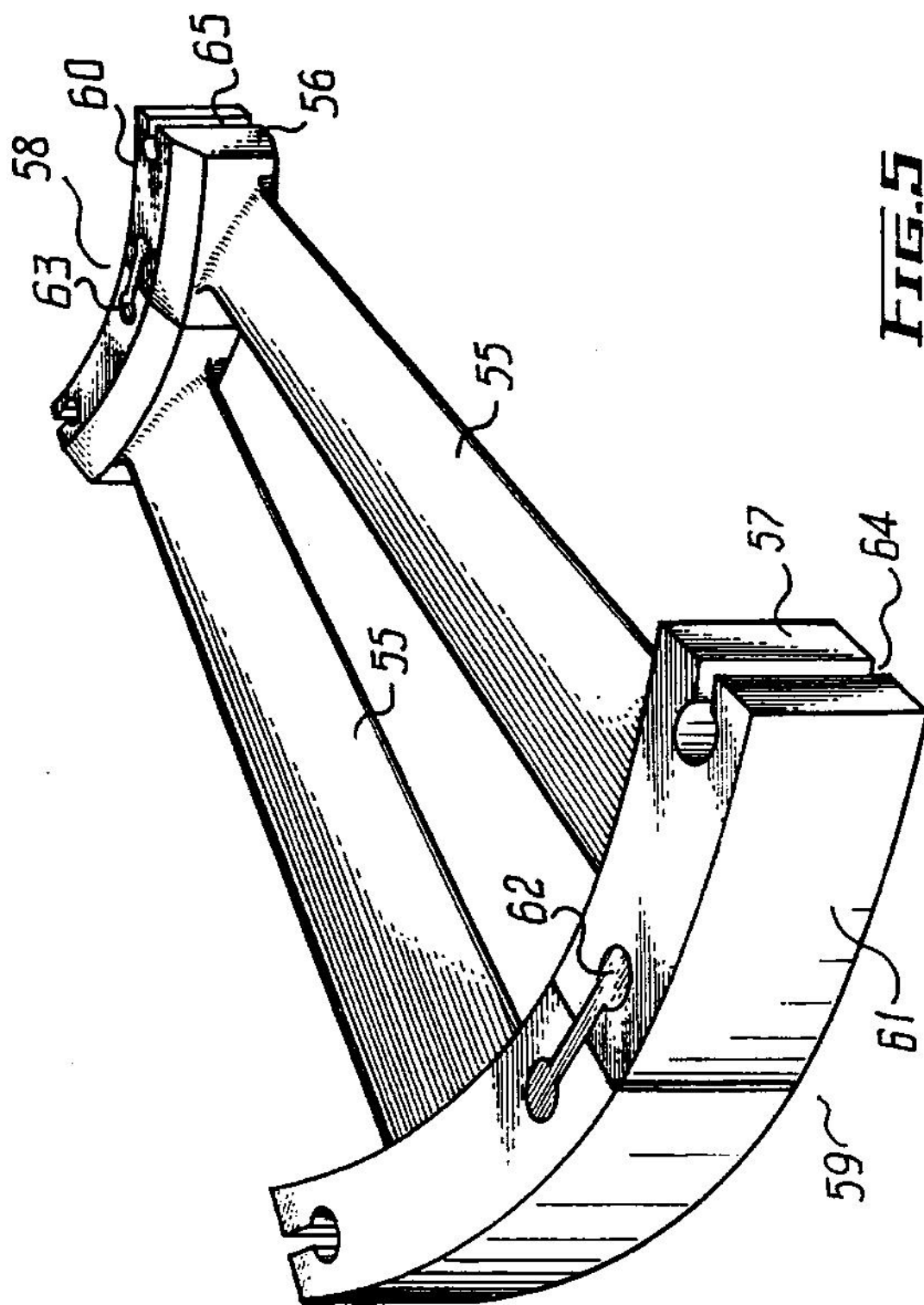


FIG. 3



JT
IG
.4



美国专利 1997 年 6 月 5 日，第 11 5，653，404 页

禁止转载

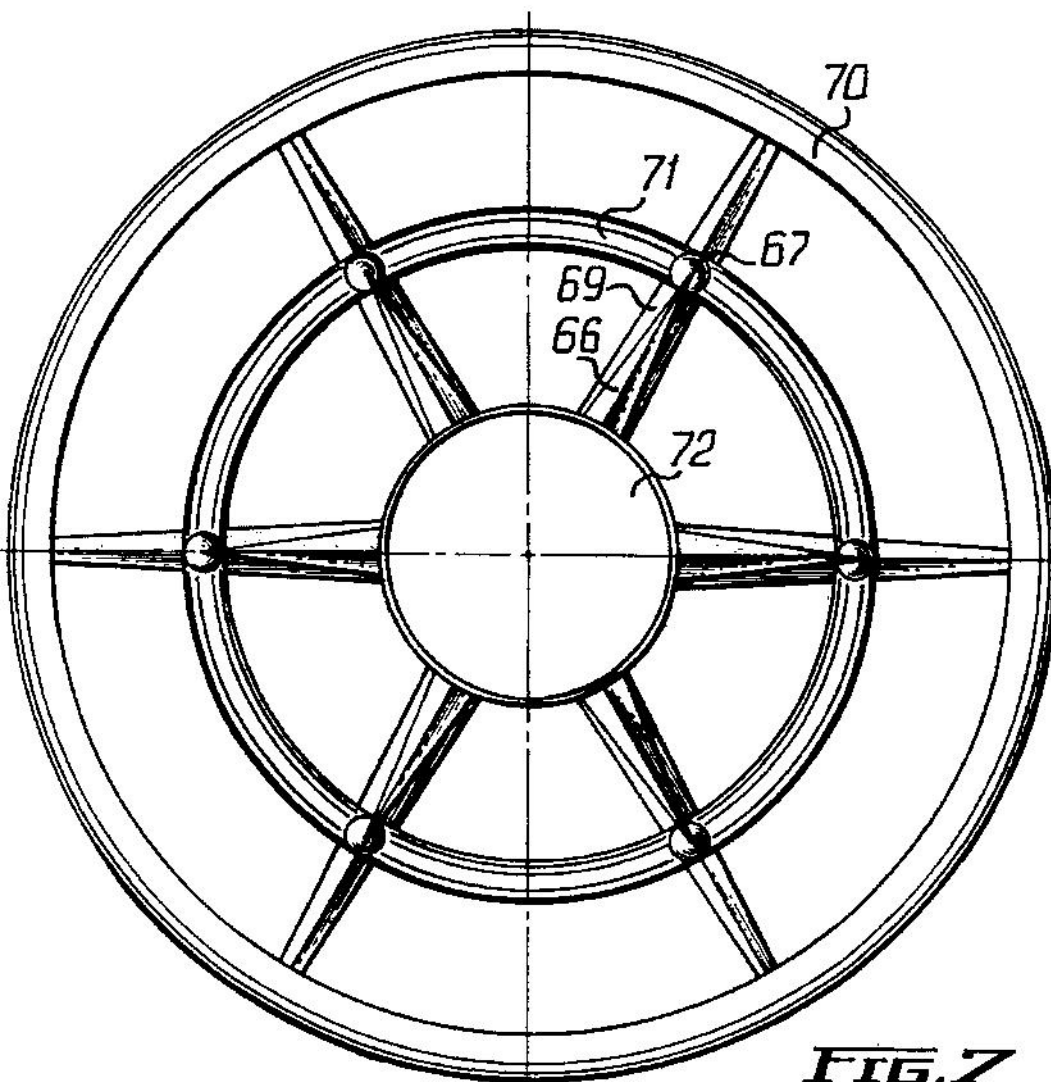
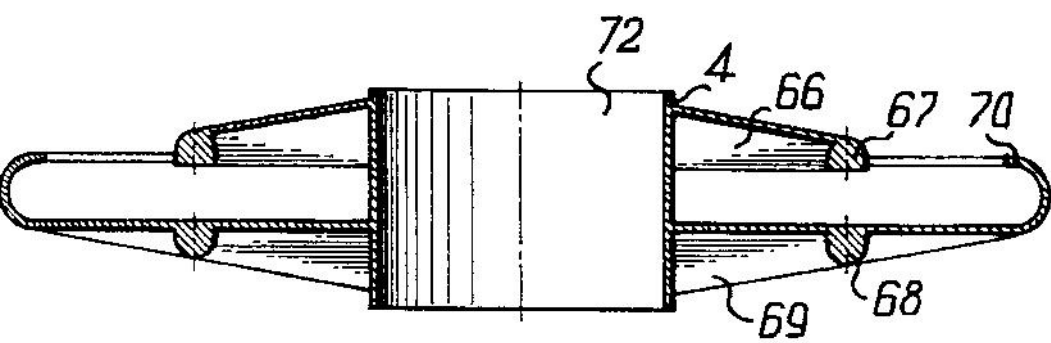
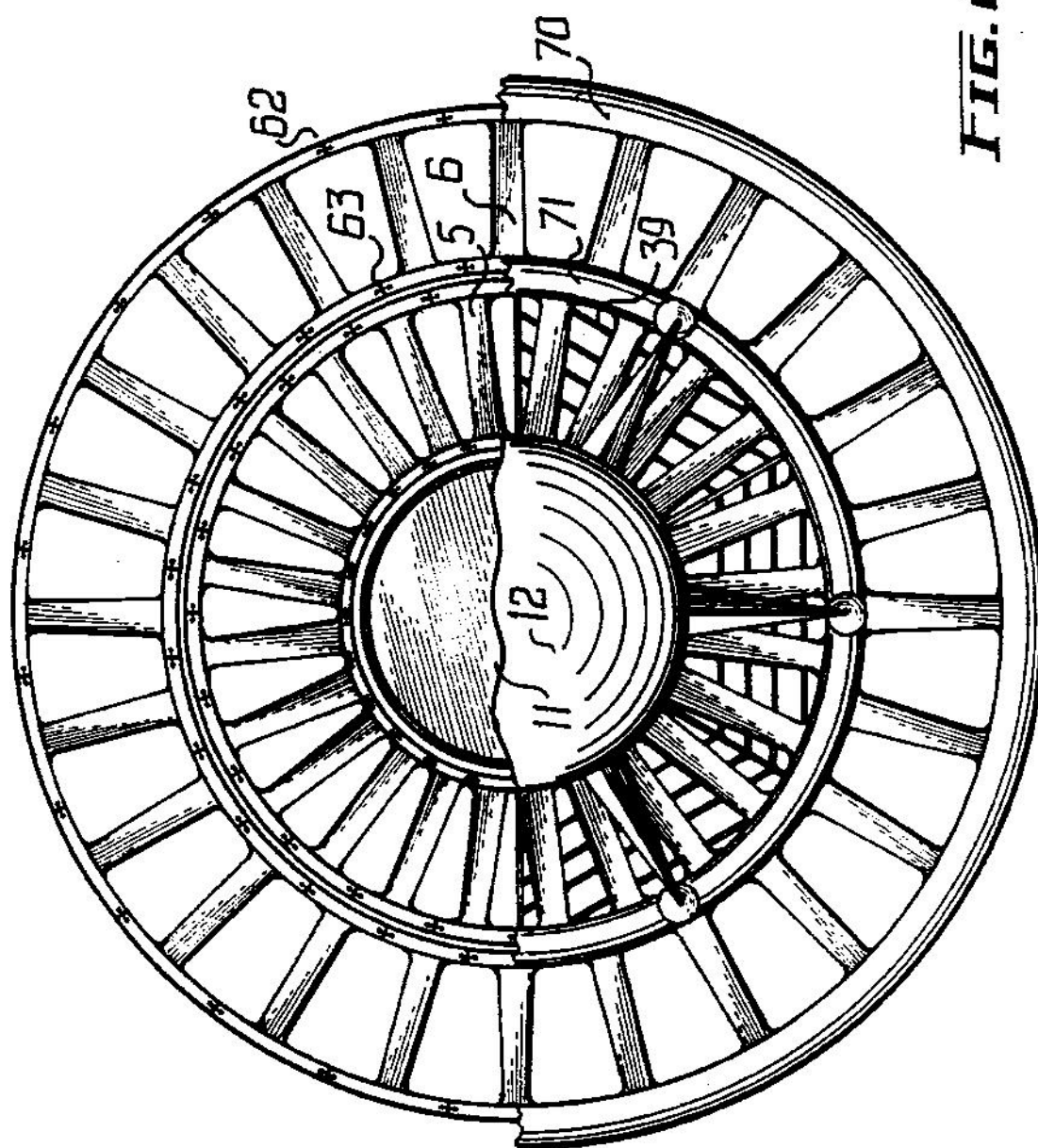
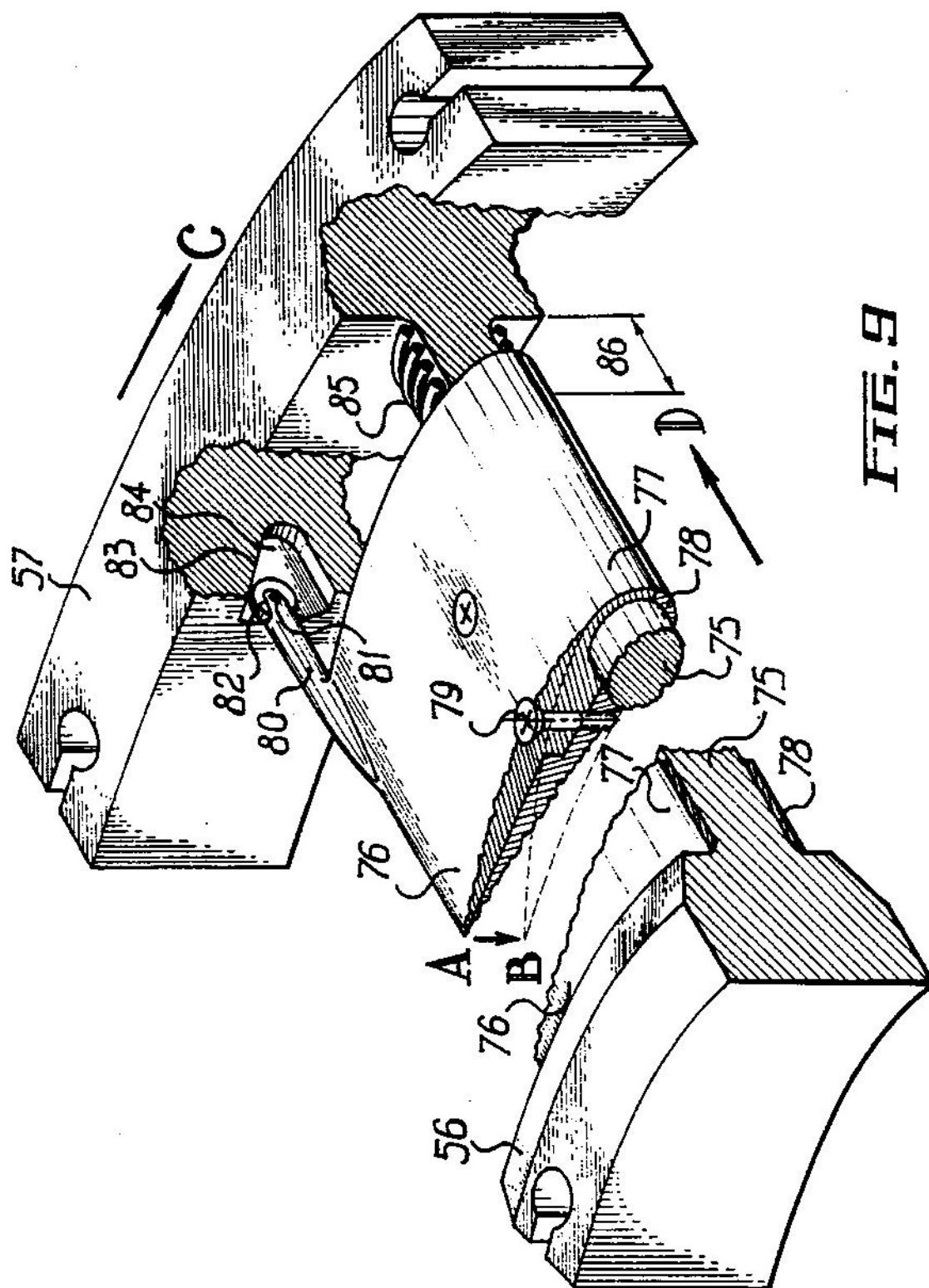


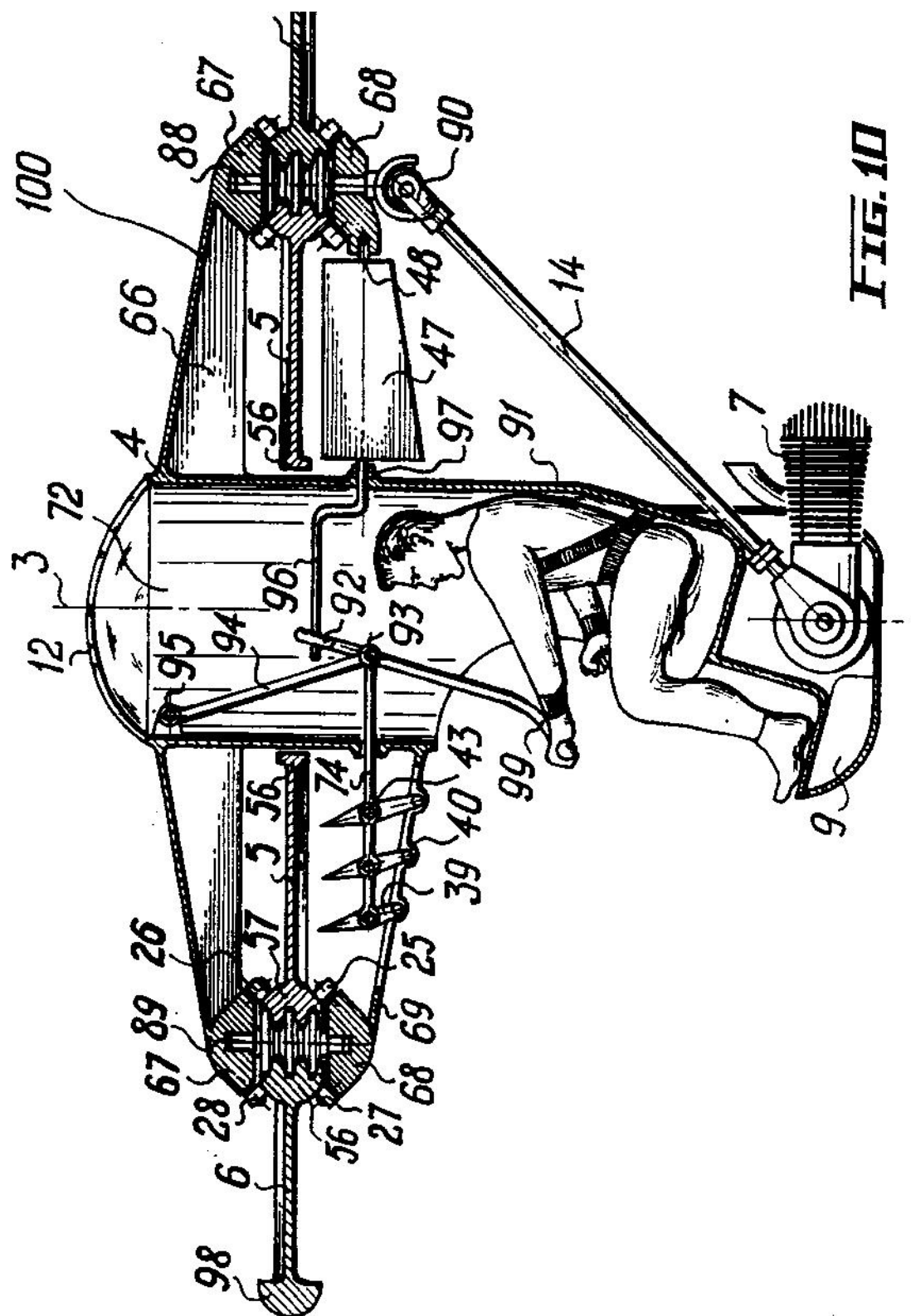
FIG. 7





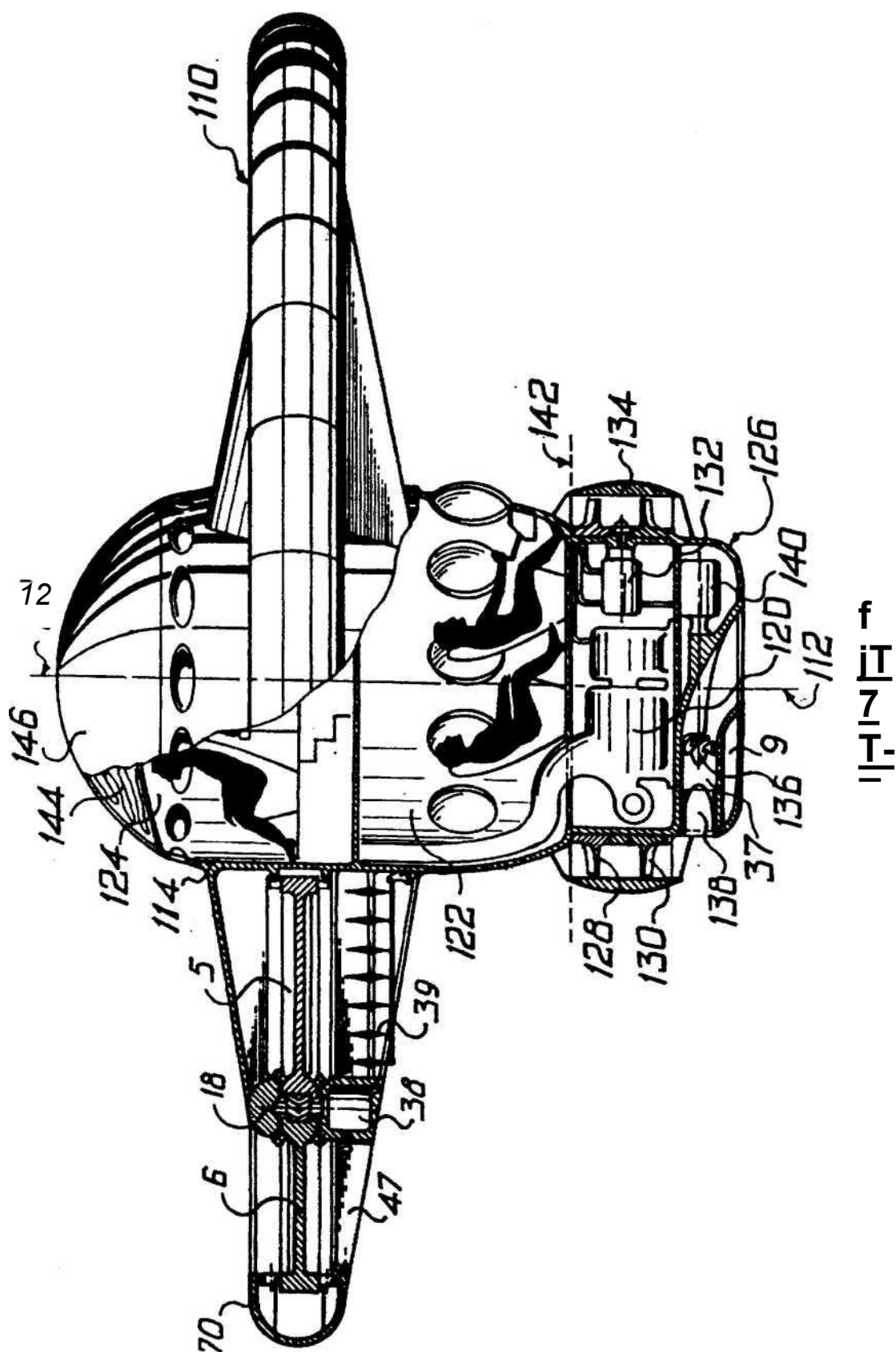
QQ475725346

禁止转载



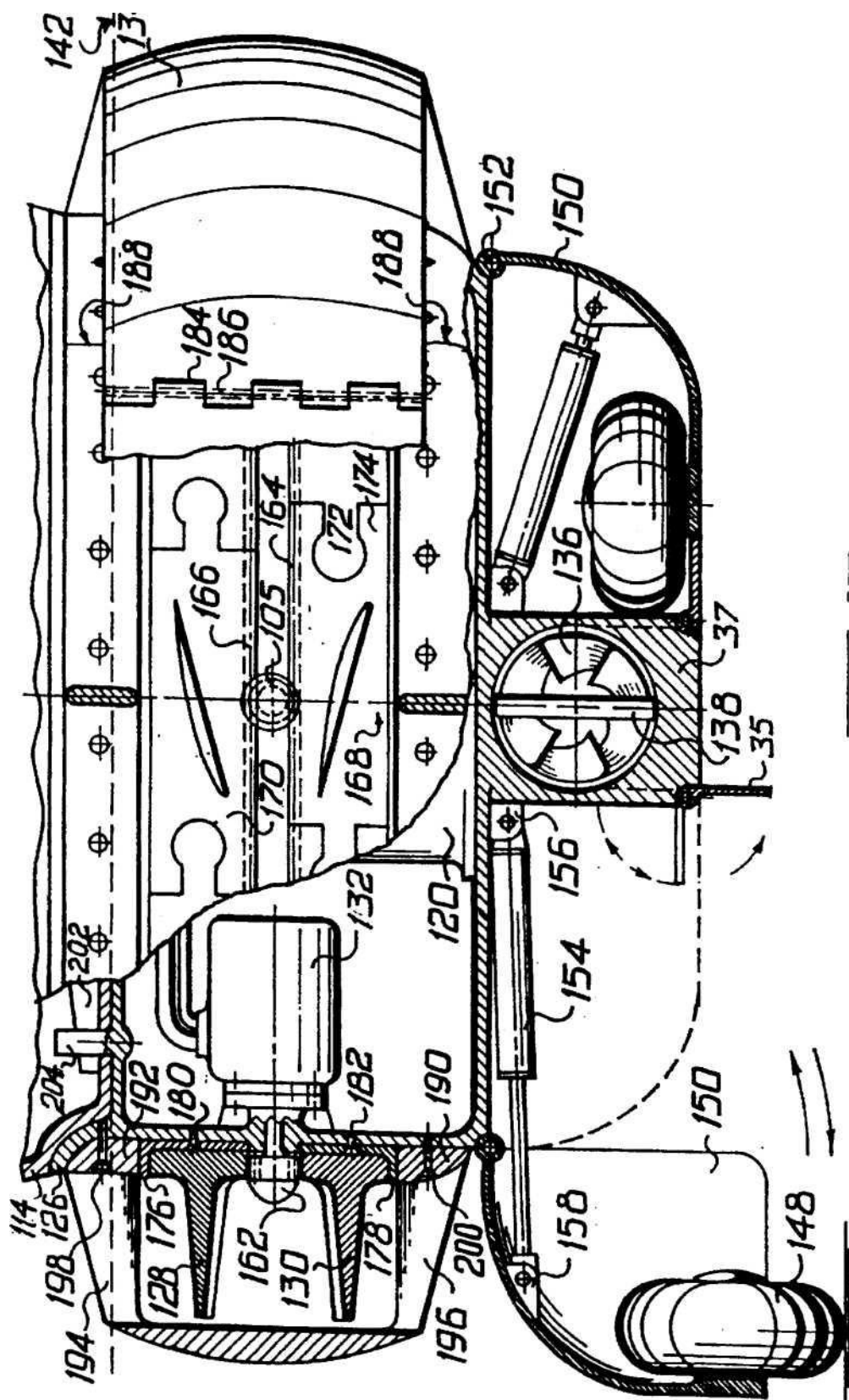
QQ475725346

禁止转载



QQ475725346

禁止转载



r*

1-IG. IB

美国专利 1997 年 138 月 5 日，第 11 5， 653， 404 页

QQ475725346

禁止转载

盘形潜水器

关于发明权利的声明

根据联邦资助的研究和开发(如果有)制作

这项发明是在没有联邦政府任何财政援助的情况下,由私人资金构思并发展到现在的状态。

相关应用的交叉引用

有一个集成蒸汽马达,正在申请美国专利申请序列号。1993年8月9日第08/103,546号。这种蒸汽发动机将被称为潜水飞机的最佳动力源。然而,这种飞机不限于任何特定类型的原动机。此外,该飞机的一个先进特点是它对各种现有发电厂的适应性。

发明背景

(1)发明领域

本发明涉及飞机,更具体地说,涉及具有反向旋转旋翼的垂直起飞和着陆能力的飞机。在追求类似能力的飞机的想法中,最成功的概念是直升机。众所周知,直升机有几个严重的缺点,但在使用动力方面,它仍然像最初一样原始和低效。在垂直飞行中,转动旋翼最有效的机械方式不是像在直升机中那样在它的轴上,而是在外围,类似于起动机转动发动机的大飞轮。这种方法极大地改进了垂直起降飞机的设计,增加了许多直升机概念无法达到的能力

目前,人们对提供用于各种用途的改进类型的垂直起降飞机,特别是那些节能的,因此对环境和人友好的飞机,有很大的兴趣。

本发明涉及飞机,更具体地说,涉及具有垂直起飞和着陆能力的飞机;空中三维自由机动性;以及,在水中的三维自由机动性。在追求类似能力的飞机的想法中,最成功的概念是直升机。自从列奥纳多·达·芬奇在500多年前首次提出“借助阿基米德螺旋(公元前287-212年)”这一概念以来,这一概念在飞机制造商中仍然最受欢迎。不管机械效率有多低,性能有多有限,更不用说技术成本了,直升机仍然存在。在我看来,机械效率最高,因此也是最经济的垂直起飞转动旋翼的方法不是在它的轴上(达芬奇的想法用在直升机上),而是在旋翼的外围。相对较小的电起动机设法转动多缸发动机的方法是将扭矩施加到大直径飞轮的外缘,如内燃机飞轮上的起动机所示。这导致了“更好的杠杆作用”这种垂直起降飞机的设计方法似乎与达芬奇的概念截然不同。然而,施加在旋翼外围的扭矩用阿基米德螺旋奖励了这种新的飞机概念。因此,本发明的领域是一种多用途飞行器(垂直起飞和着陆)能力;三维机动性;能够在水上着陆;并且,在水下操作

5 三维自由。本发明在任何尺寸、由任何发动机驱动的情况下都优于直升机和任何现有技术。同时,它在技术上仍然更便宜、更容易、更安全、更环保、更人性化。

*发明提供了一种改进的 hee 飞机

上述类型能够在所有方向上以受控的平移和垂直运动进行悬停飞行,并且在水平飞行中也具有良好的飞行能力。本发明还提供了一种具有计数器的飞行器

15 个旋转旋翼同步并平衡,以消除任何残余扭矩,否则这些扭矩会使飞机绕其中心轴旋转。以均匀速度在彼此内部同轴旋转的转子提供向上的推力,并且将各个翼型叶片单元组装成一个链节

20 简单时尚。升力旋翼的翼型叶片有两种类型:固定桨距和自动调节桨距。根据本发明构造的飞行器可以在其升力旋翼中具有固定螺距的翼型叶片,或者具有调节设定的翼

major capabilities unattainable by the helicopter concept

型叶片,或者具有两者的组合

25 这些特征。除了反向旋转旋翼对飞机的有利的陀螺稳定作用之外,本发明以比传统直升机相对较低的技术成本提供了一种具有高机械效率的飞机。无论是超轻摩托车都是如此

30 发动机驱动的模式,或根据本发明建造的核动力重型起重能力多用途飞机。

(2)相关技术的描述

模仿不明飞行物的企图

早在这种现象被广泛宣传之前,许多国家的发明家已经在形状、速度和可操作性方面做出了贡献。奥地利发明家维克多·舒柏格有他的“施里弗”

40 哈伯莫尔“飞盘”,据报道,1944年。据报道,这种飞碟可以在3.12分钟内垂直爬升到12000米,并以2000公里/小时的速度水平飞行。它的直径为1.5米,重135公斤。由1/20马力的电动机启动。熟悉维克多的美国和俄罗斯科学家

45

夏伯格的实验并没有将这些夏伯格的飞盘开发成商业上的成功,也没有将他的想法用于开发秘密武器。

在重力完全可以被 com- 50 merdal 使用之前,像我一样的梦想家将继续尝试模仿传奇的航天器。在这一领域的努力和在我的专利性研究中发现的专利中,有两个相关的专利,即,。弗朗茨·布赫。美国专利5,064,143和史蒂文·韦伯斯特,美国专利。5,213.284号。

55 两位发明人都为提升转子的使用提供了相当复杂的工程解决方案。其结果是高技术成本和低可靠性的产物。除了这些发明人使用反向旋转提升旋翼用于垂直起飞和着陆以及叶片系统定位之外

60 以下,以提供可操作性,它们的专利和教导与本发明没有任何方式或形式的冲突。

现有技术

在准备本专利申请之前,我在桑尼维尔的桑尼维尔专利图书馆进行了专利技术的搜索。加利福尼亚,以及英国大学

QQ475725346

一个或一个以上

哥伦比亚，温哥华，加拿大，并发现了以下有趣的专利：

专利权所有人	专利号	年
戴维斯	2 863 621	12/1958
格雷森	2935, 275	3/1960
FROST 等人	3, 018, 068	1/1962
LENT	3 034 747	5/1962
姓氏	3 041 012	6/1962
BARR	3 067 967	12/1962
屠杀	3, 123, 320	3/1964
LENNON 等人	3, 312, 425	4/1967
HAGGERTY	3 606 570	9/1971
杂色的	3, 774, 865	11/1973
麦克尼尔	4, 014, 483	3/1977
BUCHER	5, 064, 143	11/1991
VALVERDE	5, 039, 031	8/1991
韦伯斯特	5, 213, 284	5/1993。

在审查这些专利时，我发现上述专利中没有一个单独地或简单的飞机，以允许其所有者/操作者转换到。比方说，组合地公开了本发明公开的概念的具体排列。

发明概述

公开了一种飞机，其能够在空气中以笛卡尔坐标术语 x-y-z 方向在三个方向上运动。运动可以是垂直和水平的结合。

飞机包括框架、发动机或动力装置³⁰和两个反向旋转的转子。发动机或动力装置通过合适的传动装置同时转动两个反向旋转的转子。有垂直定位和水平定位飞机的叶片。

此外，这架飞机可以潜入水中。这架飞机³⁵可以在水上或水面下移动。飞机在水中有三维运动，如在 x-y-z 方向。飞机可以有各种水平位置，也可以在水中有各种深度位置。飞机可以在水中、水上和空中移动。

目标和优势

本发明的主要目的是提供一种具有上述特征的飞机，该飞机能够以三维自由度和设计速度进行运动，同时无论是悬停在一个点上，还是以最大速度单向飞行，始终保持水平稳定性。

本发明的另一个目的是提供一种飞机，其适用于许多现有和新的发动机或动力装置类型，包括核动力，同时最适合于环境友好的氢燃料集成蒸汽发动机(正在申请的美国专利申请序列号。1993 年 8 月 9 日第 08/103, 546 号)，为航空和水下操作提供安静、无振动、异常可靠的服务；

本发明的另一个目的是提供一种飞机，通过降低升力旋翼的转速，同时将载荷分散在更大展弦比的大量翼型叶片上，该飞机能够比任何现有的旋翼飞机类型更安静地工作；

本发明的另一个目的是提供一种具有机械效率和提升能力的飞机，该飞机适合于作为其原动机的核电厂，这将在空中提供传统飞机所不能达到的无限操作范围。

本发明的另一个目的是提供一种具有这种特殊的固有稳定性的飞机，这种稳定性来自于它的反向旋转升力旋翼的陀螺稳定效应，从而确保它在实际上任何天气条件下，例如在海上的搜索和救援任务中，都能安全可靠地工作；

本发明的另一个目的是提供一种具有突出的生存能力特征的飞机，其特征在于具有一个可拆卸的、紧急情况下可跳伞的船用推进装置模块，该模块与动力装置和燃料箱以及其他重物相结合；此外，还包括一个自动充气的气球/降落伞组合，存放在圆顶状发动机罩下的应急起落架舱中；

本发明的另一个目的是提供一种¹⁵架技术上具有连续性的飞机，允许任何常规飞机制造商在不进行重大重新加工和劳动力重新培训的情况下转而生产；

本发明的另一个目的是提供一种结构和操作如此简单的飞机，以允许其所有者/操作者转换到。比方说，这种飞机的预定运行，只需要对传统飞机驾驶员和地勤人员进行最少的再培训，同时享受低运行成本、最大的安全性和可靠性；

本发明的另一个目的是提供一种生产和操作成本低、简单、安全和可靠的基本非潜水型飞机，使其成为与汽车相当的大众和个人运输的消费工具；

本发明的另一个目的是提供一种飞行器，其适用于任何更适合飞行器尺寸和服务类型的飞行器，飞行器内的动力传输驱动，从简单的机械到液压、电气甚至磁性驱动；

本发明的另一个目的是提供一种飞行器，其适用于各种专门为特定任务或任务设计的可拆卸模块；例如船舶推进、喷气推进、重起重、消防等，每个可拆卸模块具有不同的原动机和燃料容量以及起落架类型；

本发明的又一个目的是提供一种具有如此高的机械效率和设计简单性的飞行器，其允许其尺寸从超轻到核动力洲际运载工具的广泛变化，而不牺牲简单性、可靠性、机械效率和安全性；

本发明的另一个目的是提供一种具有水下操作能力和水下机动性的飞机，这种能力和机动性目前只能通过专门的潜水器类型来负担，而不会使其飞机能力和相关硬件复杂化和牺牲；

本发明的另一个目的是一种自调节翼型叶片元件，该叶片元件以链节方式连接到其他叶片元件，以构成提升转子。这种自调节桨距机构简单、可靠、技术经济，并且在飞机启动时需要最小的功率，因为由于升力旋翼中缺乏离心力，旋翼的所有翼型叶片将定位在零桨距(不产生升力推力)。类似地，本发明的飞机装配翼型和水翼旋翼的链节方式是装配大型和超大型翼型和水翼旋翼的简单、可靠和技术成本有效的方式，它也大大降低了这种旋翼的制造和维护成本。

通过考虑附图和以下描述,本发明的其他和进一步的特征和目的对于本领域技术人员来说将更加明显,其中公开了用于实施本发明的设备的结构形式:5

本发明的其他目的、优点和新颖特征将在下面的描述中部分阐述,并且部分将通过下面的研究对本领域技术人员变得显而易见,或者可以通过本发明的实践来了解。本发明的目的和优点可以通过在所附权利要求中特别指出的手段和组合来实现和获得。

附图简述

图1是体现本发明的飞机的局部垂直剖视图,该飞机用传统的机械动力传动装置构造造成有限范围的公共交通工具。

图2是根据本发明的教导构造的核动力洲际客机的一半的局部垂直剖视图。

图3是具有速度同步齿轮传动的反向旋转提升转子的局部剖视图,还示出了操纵叶片;

图4是反转提升转子的局部剖视图,驱动齿轮与外侧(两个提升转子中最大的一个)提升转子的外缘相互啮合;

图5是用于提升转子的两个典型的固定桨距翼型叶片元件以及将它们链接成转子组件的一种方式透视图;

图6是根据本发明的教导构造的典型飞机的主框架的垂直剖视图;

图7是图1的主框架的俯视图6;

图8是根据本发明构造的典型飞机的俯视图,使用图1和2的主框架图6和7显示了两个反向旋转的提升转子的局部暴露;

图9是根据本发明的教导构造的用于具有可变攻角的翼型叶片元件的自调节桨距机构的局部透视剖视图,该翼型叶片元件用于提升飞行器的旋翼;还有。

图10是根据本发明的教导构造的飞机超轻模型的垂直剖视图,并示出了用于两个反向旋转提升旋翼的简单机械传动和摩擦驱动。

图11是体现本发明的飞机的局部垂直剖视图,该飞机具有水下航行和操纵的船舶推进能力;还有,

图12是可拆卸(用于紧急表面处理或着陆)船舶推进/动力装置/可伸缩起落架模块的局部垂直剖视图。

优选实施例的描述

参照附图,其中相同的参考符号表示相同或相应的部分,更具体地参照图1附图标记1表示基本对称的盘状结构2

=■ I I] rtf-j

14架 f-f-S *

围绕垂直轴3。盘形结构2由主框架4组成。其集成并承载反转提升转子5和6、带有动力传动装置8的原动机7。燃料箱9,引航室10。和有效载荷舱11,有效载荷舱11覆盖有防风雨的透明盖12,其中引航室10装配有防风雨的全景窗13。机械动力传动装置8。传送来自原动机7的所需扭矩。经由包括轴14和15以及锥齿轮16和17的动力传动系连接到速度同步齿轮18,该速度同步齿轮18通过切割在提升转子5和6的轮缘19和20中的齿形带以相等的速度在相反的方向上驱动同轴的提升转子5和6。提升转子5和6的重量由安装在主框架4上的承载轴承21和22支撑。在围绕主框架4的几个均匀间隔的点处,当提升转子5和6旋转时,来自提升转子5和6的向上推力通过推力轴承23和24传递到飞行器,推力轴承23和24也安装到主框架4上,在与承载轴承21和22直接相对的点处。而承载轴承21和22。和止推轴承23和24。限制提升转子5和6的上下运动,由于温度变化,它们允许转子向外并朝向其旋转中心的一些膨胀。此外,为了保持齿形轮缘19和20之间的最佳间隙,与两者相互啮合的速度同步齿轮18,轴承25、26、27和28安装到主框架4上,主框架4也延伸到保护性的半环形缓冲器29中,保护提升转子免受半空中碰撞等的损坏。用于飞机1的水平飞行和三维机动的推进装置未在图1中示出1的总布置和到升力旋翼的动力传输,这样垂直起飞和着陆飞机的基本思想的简单性就不会在这一点上变得模糊,该飞机适用于各种水平飞行和机动的方法。此外,根据本发明构造的飞机可以具有多于两个反向旋转的升力旋翼,如图1所示1.在这种情况下,改善飞机的机械和空气动力效率的其他考虑将被考虑在内。保持相同或相近的是根据本发明制造的飞机的异常稳定性,这是由于它沿其旋转中心——垂直轴3——的重心总是很低。一方面,由于提升转子5和6的陀螺稳定作用。或者更多。而FIG.图1示出了体现本发明的飞机的基本形式,显示在飞行中。图2,代表核动力远程实施例36。在其气垫式起落架33上,在机场装载。尽管尺寸明显不同,飞机30在许多方面与图1的飞机相同1.其中围绕垂直轴3的中空圆柱形空间72。也用于运载引航室32、有效载荷(乘客舱)舱35和可拆卸且可跳伞(用于紧急着陆)的动力装置模块31。为了增加主框架34的刚性,有一个管状电梯井36,带有两个电梯轿厢37,用于

乘客和机组人员的便利。一个简单可靠、易于存放的飞行中气垫起落架33,最适合这种类型的飞机

适用于1号和30号飞机的升降旋翼驱动机构和水平飞行及机动叶片装置。在图2中有更详细的描述3.还示出了65液压(或电动)传动马达38,其动力(流体或电力)连接73来自原动机。飞机的水平飞行是根据

ally表示体现本发明的比空气重的飞机的一种形式。飞机1。由一个

本发明是通过将来自提升转子的一些向下流动的空气或流体引导到基本上水平的气流中来实现的,该气流与由平台选择的路线相反。这是通过安装在主框架 4 中的叶片系统 39 来实现的,该叶片系统 39 在销 40 上枢转。并且由飞行员在控制杆 41 和 74 的帮助下手动或通过伺服电机控制,控制杆 41 和 74 通过销 43、44、45、46 和杠杆 42 连接在一起形成一个系统。水平飞行机动叶片数量和布置因飞机而异,或者当由安装在外部推进装置代替时完全没有。然而,考虑到外部喷气推进的技术和其他成本,叶片系统在飞机 360 度 io 的任何方向上提供直接推力的简单性和有效性仍然是优越的。在其轴销 48 和 49 处枢转的转向叶片 47 允许飞行器的飞行员绕其垂直轴 3 缓慢或快速地旋转飞行器,仅旋转几度或一整圈,例如当悬停在一个点上或沿一个方向飞行时具有全景。同样,这些叶片数量在本发明的一个实施例与另一个实施例之间可以不同,而它们的简单性和有效性保持不变。现在参考图 2 图 4 表示提升转子 5 和 6 的最有利的机械驱动,当相对较小的起动器克服例如多缸柴油机中的巨大压缩阻力时,在内燃机起动装置中实现这种方式。无论采用液压传 20 动还是电动传动,驱动马达 50 可以是液压的或电动的。它通过齿轮 51 向提升转子 6 的齿形轮缘 52 提供转动扭矩,齿轮 51 安装在驱动电机 50 的轴上。在提升转子驱动的这个优选实施例中,速度同步齿轮 18 继续作为动力传输中的重要环节,该动力传输将扭矩从提升转子 6 传递到 5,并进一步 25 向下朝向飞机的中心传递到根据本发明可以实施的尽可能多的同轴反向旋转提升转子。适用于该系统的具有高机械效率的其它动力传输驱动装置将是安装在主框架 4 的圆形空间 54 中的线性感应电机,并且磁性而不是机械地转动提升转 30 子 6 的轮缘 52。圆形空隙空间 53 除了作为良好的保护盖和缓冲器之外,还可以用于存储用于紧急着陆的可膨胀圆环,以增加根据本发明构造的下降飞机的降落伞面积,并且还增加例如在水面上进行紧急着陆的相同飞机的浮力。空隙 53 也可以填充阻燃剂,用于在碰撞或碰撞情况下阻止点火。参 35 照图 2 图 5 示出了两个相同的固定桨距的翼型叶片元件 55,与可变的、可控的、可调的或以其他方式调节的桨距相比。对于根据本发明构造的一架或另一架飞机,从一个起重旋翼到另一个起重旋翼的微小变化,这是本发明发展的主要新颖 40 性。用相同的翼型叶片元件以链节方式组装转子的简单性进一步延伸到维护的简单性、损坏转子的更换、转子的平衡等。结果,出于简单性,根据本发明构造的飞机从其制造到其操作具有更高的机械效率、更低的技术成本和整体成本效率。现在回到图 2 如图 5 所示,叶片元件 55 具有轮毂 56 和 57, 45 当通过结合连接到其他相同的元件时 62 和 63 形成提升转子的内缘 58 和外缘 59。表面 60 和 61 通常带有切入的齿轮齿、摩擦槽,或者,如果它是具有磁驱动的外部(系统中最大的)转子的外缘,则带有线性感应电动 50 机的元件,或者任何其它可适应的动力传输装置。结合部 62 和 63 的形状和位置在本发明的一个实施例和另一个实施例之间会有所不同,但是组件的简单性和刚性将保持不变。

在图参考图 6,示出了根据本发明的教导构造的飞机的主框架 4 的垂直剖视图。有径向延伸的支撑臂 66,支撑臂 66 55 具有毂 67,用于结合图 1 和 2 的轴承 26 和 28 如图 1 和 3 所示,以及速度同步齿轮 18 的上轴承 68。轮毂 68 结合到下部径向延伸的支撑臂 69 中。这些轮毂用作图 1 的轴承 25 和 27 以及动力传动装置 8 的外壳或者用于图 1 的液压(或电动)传 60 动马达 383。主框架 4 的这些下支撑臂轮毂 68 也为图 1 的叶片 39 和 47 提供枢转点 3。为了进一步增加主框架 4 的结构刚性,下部径向支撑臂 69 由半环形轮缘 70 连接。该轮缘还用作图 1 的外部提升转子轮缘 52 和动力传输部件 50 和 51 的保护盖 4。当在本发明中选择使用磁驱动时,边缘还用作线性感应电 65 机驱动的定子绕组的外壳。主框架 4 的俯视图如图 2 所示 7。图 7 描绘了主框架的一个重要的结构元件,或者隐藏的盖

子 71。半环形盖 71 将轮毂 67 连接到其刚性环上,同时覆盖图 1 和 2 的反向旋转转子 5 和 6 之间的间隙 1、3 和 4 来对抗不需要的元素。主框架 4 的中空圆柱形空间 72 是位于重心的理想位置,用于容纳动力装置、有效载荷舱和引航室, 5 如图 2 和 3 所示 1 和 2。这种圆柱形空间和相关设备提供了传统飞机无法达到的非凡稳定性。该空隙空间 72 连同上述包括动力装置和非必需品的可跳伞模块一起易于在紧急情况下装载和放下。

参照图 28、可以看出,图 8 是根据本发明构造的飞机的俯视图。图 5 和图 6 中的两个反向旋转的提升转子 5 和 6 局部暴露 1、3、4 和键 62

63 图 5,在单独的翼型叶片元件 55 之间。有效载荷舱 11 由圆顶状盖 12 覆盖。隔间 11 被显示为空的,以避免任何与比例相关的比较,同时强调外观的相似性,而不管根据本发明构造的飞机的尺寸如何。俯视飞机的这个实施例,可以看到图 1 的水平飞行操纵叶片 393 个排列成 6 个 60 度的扇形,每个扇形覆盖飞机中心有效载荷外壳周围的整个 360 度圆。观察本发明的这个实施例,很明显,由于主框架 4 的所有结构刚性。反向旋转的提升转子 5 和 6 充分暴露于气流中,以获得最大的空气动力效率。不管飞机的大小和反向旋转升力旋翼的数量如何,情况都是如此。图 1 的翼型叶片元件 55 的进一步发展图 5 所示 9。元件 55 具有从零到最大间距的自调节间距。图示为叶片 76 后缘的位置 A。实线中的位置 A 对应于零间距。位置

b, 用虚线表示, 对应最大螺距。翼型叶片 76 可以以下列方式从其后缘位置的零桨距自动转向最大桨距。翼型叶片 76 通过螺钉 79 由两部分组装而成: 顶部 77 和底部 78。翼型叶片 76 在连杆 75 周围具有足够的间隙, 以在轮毂 56 和 57 之间滑动。这使得可以打开由弹簧 85 保持的间隙 86 (当由多个这些翼型叶片元件组成的提升转子不旋转时)。或者, 为了在离心力的压力下封闭间隙, 当沿方向 C 转动的提升转子达到一定的转速时, 离心力沿方向 D 作用在翼型叶片 76 上。翼型叶片 76 围绕连杆 75 的运动被与翼型叶片 76 成一体的控制杆 80 限制在其后缘 A 和 B 的两个位置。控制杆 80 在其自由端具有轴 81 或销 81, 并且在轴 81 上旋转辊 82。该滚子 82 和杆 80 定位翼型叶片 76。

在悬停位置, 由这些自调节翼型叶片元件组成的提升转子, 弹簧 85 将翼型叶片 76 推至其靠近轮毂 56 的启动位置, 同时克服翼型叶片的重量并将其保持在位置 A。在位置 A, 翼型叶片 76 的后缘对应于零螺距。在叶片 76 开始旋转时, 桨距为零。叶片 76 的桨距处于位置 A。实线。当提升转子 5 和 6 达到一定的旋转速度时, 因离心力而增加的翼型叶片 76 的重量将克服弹簧 85 的阻力, 并开始关闭间隙 86 并向轮毂 57 移动。在该过程中, 带有滚轮 82 的控制杆 80 将沿着控制槽 84 的引导路径 83 移动。这将翼型叶片 76 的后缘固定在虚线位置 B, 对应于最大螺距。只要提升转子 5 或 6 的转速保持相同或更高, 翼型叶片 76 就保持在位置 B。在飞机着陆后, 其升力旋翼 5 或 6 开始减速旋转, 脱离动力源, 作用在翼型叶片 76 上的重力减小到弹簧 85 可以使叶片 76 返回到初始零桨距位置的程度。根据本发明构造的飞机的升力旋翼 5 或 6 可以仅具有固定桨距的翼型叶片元件; 只有自调节的; 或者两者的组合。在它们的优选实施例中, 两种类型都是可互换的。本发明的最后一个优选实施例显示在图 2 中 10 是根据本发明构造的超轻飞机 100 的形式。为了强调已经讨论过的本发明的不同实施例之间的相似性, 只要实施例之间的差异是微小的和表面的, 就使用相同的附图标记。飞机 100 基本上是盘形的, 并且关于其垂直轴线 3 对称, 具有主框架 4, 该主框架 4 具有沿着其垂直轴线向下延伸到隔间 91 中的中空圆柱形空间 72, 该隔间 91 用作原动机 7、燃料箱 9 和具有手动控制器 99 的飞行员的外壳。飞行员和控制装置被一个圆顶状的透明罩 12 覆盖着, 罩 12 牢固地固定在主框架 4 的圆柱形顶部。多个支撑臂 66 从主框架径向延伸到轴承毂 67。类似地, 以相对于上支撑臂 66 镜面反射的方式, 存在径向延伸到相应轴承毂 68 的下支撑臂 66 和 69。带有轴承毂的支撑臂 66 和 69 的数量将从一个实施例变化到另一个实施例。发明但是

在它们的端部具有各自的轴承毂。

不同于图 2 的飞行器的实施例其中两个提升转子 5 和 6 由齿轮 18 驱动。齿轮位于所述反向旋转提升转子 5 和 6 的齿形轮缘 19 和 20 之间的间隙中。超轻型飞机 100 具有由摩擦轮和轴 88 驱动的提升旋翼 5 和 6。轴 88 向下延伸并楔入万向节 90。轴 88 从与轴 14 可操作地连接的方向节 90 接收其动力和扭矩。轴 14 由用作原动机的发动机 7 驱动。摩擦轮和轴的组合 88 代表具有锥形肋 15 和凹槽的圆柱体。这些肋和槽与外提升转子 6 的内缘 56 的类似肋和槽以及内提升转子 5 的外缘 57 的类似肋和槽相互啮合。这些锥形肋和凹槽类似于众所周知的 v 带传动装置, 并不是增加有限面积表面之间摩擦的唯一方法。

这些锥形肋和凹槽在本领域中是众所周知的, 因此在此不再详述。此外, 增加摩擦的装置可以从本发明的一个实施例到另一个实施例有很大的不同。根据本发明构造的飞机的上述优选实施例 2 和 100 与它们的反向旋转提升旋翼的悬挂装置之间有很大的不同。即内提升转子 5 的内缘 56。并且外提升转子 30 6 的外缘 98 在向上或向下运动中不受轴承的限制。根据本发明构造的超轻型飞机将在提升旋翼 5 和 6 中具有足够的刚度, 使得这种轴承变得不必要。关于图 13 轴承 25、35、26、27 和 28。安装到轴承轮毂 67 和 68 上, 保持各自提升转子 5 和 6 的轮缘 56 和 57 相互啮合。在图如图 10 所示, 驱动摩擦轮和带有惰轮(速度同步)摩擦轮 89 的轴 88 同时用作推力轴承 40 和轴承 25、26、27 和 28 作为在摩擦表面上保持恒定压力的手段。为了进一步减轻飞机 100 的总重量, 其主框架的下支撑臂 69 终止于轴承毂 68 处, 而不是进一步向外延伸至图中的半环形盖 45、291 实施例。为了简单起见, 超轻实施例 100 仅配备有一个用于水平向前或向后运动的叶片系统 39。如果飞行员想要做 90 度转弯, 他必须使用转向叶片 47 来面对新的方向。叶片 39、50 将与新的行进路线对齐。

这些动作很容易通过由杠杆、控制杆和枢轴销组成的手动控制装置来执行。关于‘图如图 10 所示, 在飞行中, 超轻飞机的优选实施例 100 处于向前 55° 水平飞行, 对应于飞行员向前推动的操纵杆 99 的向前位置。控制杆 99 的这种运动通过控制杆 74 传递给叶片 39。叶片 39 通过销 43 枢转到控制杆 74。叶片 39 具有围绕枢转销 40 转动 60° 的自由度, 枢转销 40 固定在主框架 4 的下支撑臂 69 中。来自提升转子 5 的气流在叶片 39 上的推力可以给飞机 100 带来期望的水平运动效果。当操纵杆 99 绕其枢转点 95 和延伸部 94 向前或向后移动时, 操纵杆 99 控制水平推进器 65 和操纵叶片 39。控制杆也可以围绕球窝接头 93 转动, 以移动曲柄 96

转向叶片 47 的中心线的右侧或左侧。叶片在飞机 100 的主。30

框架 4 的点 48 和 97 处枢转。在控制杆 99 和转动叶片 47 的曲柄 96 之间有叉形连接件 92。飞行员能够用一只手控制飞机 100 的水平飞行和操纵。另一方面,飞行员可以通过节流其燃料供应来增加或减少原动机 7 或发动机 7 的输出转数来控制垂直飞行。

参照附图，其中相同的参考符号表示相同或相应的部分，更具体地参照图 1 附图标记 110 表示体现本发明的一种比空气重的飞机。飞行器 110 是盘状结构，基本上关于垂直轴 112 对称。飞机 110 包括主框架 114，用于径向延伸其整体结构构件，以承载来自两个反向旋转提升旋翼 5 和 6 的载荷和推力。动力由原动机 120 提供。原动机 120 产生电力或液压动力，该动力被传递到驱动马达 38。马达 38 通过速度同步齿轮 18 驱动提升转子 5 和 6。齿轮 18 同时与转子 5 和 6 相互啮合。通过使用所述反向旋转提升转子 5 和 6、叶片 39，提供了空气中的三维机动性。和叶片 47。叶片 39 在选定的飞行方向上向前或向后提供水平推力。叶片 47 使得飞机 110 围绕其轴线 112 旋转成为可能。这使得飞行员可以面对一个新的飞行方向，或者以悬停的姿态，对下面的区域进行全景观察。本发明的这个实施例设有两个乘客和一个机组人员，或者两个有效载荷舱：122 和 124。122 和 124 在主框架 114 的中心圆柱形部分内一个位于另一个之上。

飞机的最重部分是船舶推进模块 126，其提供了较低的重心并且也有助于该飞行器的异常稳定性。该模块是用于原动机 120、燃料箱 9、反向旋转潜水转子 128 和 130 以及它们的驱动马达 132 的多功能外壳。潜水转子 128 和 130 设有护罩 134。护罩 134 提供了更好的推力效率和保护。水下行驶或潜水行驶的水平推力由船用螺旋桨 136 提供，该螺旋桨 136 也位于喷嘴状隧道中，以获得更好的效率和保护。无论飞机是完全浸没还是部分浸没在水中，内方向舵 138 都可以改变航向或 360 度旋转。船用螺旋桨 136 由电动或液压马达 140 驱动。像马达 38 和 132 一样，马达 140 可操作地连接到原动机 120。原动机 120 还为起落架的展开提供动力，以便在不需要时着陆和收回。

船舶推进模块 126 可以沿着分离接合线 142 从主框架 114 分离。这在紧急情况下可能是有利的。模块 126 是飞机 110 最重的部分,并且可从飞机 110 的主要部分拆卸。当飞机 110 处于紧急情况时,模块 126 可以被发送跳伞。飞机 110 可能已经对其气球/降落伞组合 144 充气,该组合通常存储在发动机罩 146 下,以确保保持陆。类似地,当飞机在水下遇到麻烦时,模块 126 的可拆卸性以及救援气球 144 的膨胀将是非常有用的安全网。在其他安全措施中

图 1 的飞机 110 的特征 11 是主框架 114 的半环形边缘 70。边缘 70 为提升转子 6 提供缓冲保护，同时承载其向上的推力。这个“缓冲器”边缘 70 允许这种类型的飞机以紧密的“缓冲器”对缓冲器”的形式飞行。轮圈 70 还使得在执行救援任务时，能够 50 将飞机“停靠”在遇到麻烦的船只、燃烧的摩天大楼的墙壁或高高的悬崖旁边。

图图 12 示出了船舶推进模块 126, 10 也是该飞机的机舱, 其中原动机 120 与起落架一起被容纳。使该模块可拆卸有两个同样重要的主要原因。第一个原因是紧急着陆或浮出水面。另一个原因是为了使“主”15 飞机更加通用。主机架适用于配备不同类型原动机的各种模块; 不同的起落架; 或者用喷气推进来提高水平飞行的速度, 等等。通过使飞机 110 的最重部分拆卸, 在空中生存的可能性增加, 并且在水下的浮力也更大。

参照图 2 可以看出, 船舶推进模块 126 允许该飞机在陆地上着陆; 从陆地滑行到水中; 或者将平台²⁵从水中卷起到蓝弗上, 这是通过²⁶组简单可靠的四个间隔开的轮子 148 来实现的。轮子 148 可以是“自由滚动的”, 或者从它们的轮毂电动/液压驱动。每对轮子间隔开以确保所需的平衡, 并连接到其罩 150

罩 150 通过铰链 152 枢转到模块的下部。起落架从存储位置返回操作位置的展开是通过液压(或其它类型)的支架 154 实现的。千斤顶在连接点 156 和 158 处枢转。船舶推进模块的塔架分内的 35°。起落架的完整外壳由简单的襟翼盖 35 保证,该襟翼盖 35 可由轮子 148 打开或关闭。船用螺旋桨 136 和方向舵 138 藏在喷嘴 37 中,以获得更好的效率、保护和与飞机¹¹⁰的兼容性。空气动力学兼容性。

该飞机在水中的可浸没性是通过潜水旋翼 128 和 130 实现的。一旦飞机 110 已经“着陆”在水上并且已经变成半潜式，这些旋翼被提供来克服飞机的剩余浮力。这一点可能会被一个受过训练的现代飞机工程师争论，他被训练来设计技术上尽可能轻的飞机。这是因为固定翼概念机械效率不高。提高传统飞机效率的唯一方法是减小其重量。这种常规飞机工程最小重量的“经验法则”仅部分适用于尚未充分开发其全部潜力的旋转飞机。这是本发明所依赖的重要一点。

根据本发明的教导建造的飞机没有直升机概念和阿基米德螺旋概念的限制。这是通过其高机械效率实现的,因为动力被施加到提升转子的外缘。此外,起重旋翼的直径是起重能力的一个主要因素,它不受直升机概念的限制。因此,这种飞机比传统的固定翼飞机每单位功率可以提升更重的载荷。飞机2最初可以比传统飞机重。

飞机 110 浸没在水中是通过以下方式实现的(有或没有传统压载舱的淹没)

引导整个原动机的动力输出以向下驱动反转潜水转子 128 和 130。根据正在进行的水下机动,该功率输出在垂直推力和水平推力要求之间达到平衡。水平水下推力由相当传统的螺旋桨 136 提供。然而,垂直水下推力是通过反转潜水转子 128 和 130 来提供的。

反向旋转螺旋桨最初用于鱼雷设计,以防止鱼雷旋转。否则,就有必要在鱼雷中使用大型减摇鳍,以避免不必要的副作用。反向旋转潜水转子 128 和 130 提供垂直向上或向下的推力,同时平衡彼此的剩余扭矩。有马达(电动或液压)132,其通过齿轮 162 以相等的速度和相反的方向驱动潜水转子 128 和 130。齿轮 162 与下潜水转子 130 的齿形轮缘 164 和上潜水转子 128 的齿形轮缘 166 啮合。所述转子由水翼元件 168 和 170 通过待连接元件的“燕尾”锁或结合 172 和 174 以简单的链式连接方式组装而成。类似的结构如图 1 所示 5 带有内缘 58。和结合凹槽 65。结合部 63 位于结合凹部 65 中。类似地,外缘 59 具有结合凹槽 64。结合部 62 位于结合凹部 64 中。这些锁 62 或结合物通过在海洋工程实践中被接受的点焊固定。转子 128 和 130 分别沿着上轴承轨道 176 和下轴承轨道 178 围绕船舶推进模块 126 的圆柱体滑动。这些轴承轨道由水润滑轴承在海洋工程中广泛使用和容易接受的材料制成。它们由燕尾形相互连接的部分组装而成,并通过传统的螺钉 180 和 182 牢固地固定在所述模块 126 的圆柱形侧壁上。分别。上下潜水转子 128 和 130 的齿缘 164 和 166 之间均匀的间隙由几个间隔开的齿轮 162 保持。一些齿轮是主动齿轮(与马达 132 耦合),而其他齿轮是空转齿轮。空转齿轮 162 执行重要的功能(像在图 2 的反向旋转提升转子 5 和 6 的情况下 1)与潜水转子 128 和 130 的转速同步的速度。护罩 134 由几个部分组装而成。这些部分在 184 处通过外部的销 186 连接,并且沿着下内缘 190 和上内缘 192 的裂口 188 连接。支柱 194 和 196 在外罩 134 之间提供了坚固的结构连接。以及通过传统紧固件 198 和 200 螺栓连接到所述模块的内缘。推力的方向(向上或向下、潜水或浮出水面)由驾驶员通过改变马达 132 的旋转方向在控制器处确定。当锁定销 202 插入属于所述模块的锁 204 中时,锁定销 202 由控制飞机的飞行员机械地、电动地或液压地操作,提供船舶推进模块(和其他模块)到主框架 114 的安全连接。锁定装置的数量和类型可以根据本发明构造的飞机的一种尺寸/类型变化到另一种尺寸/类型。锁定装置的选择要与飞机的尺寸相适应。

自调节叶片不限于本发明,转子具有圆形或连续的内缘、圆形或连续的外缘。自调节叶片可与具有内缘和不连续外缘的转子一起使用。

轴可以是连续的。可能会有。每个叶片的外缘使外缘不连续。

一种具有三维运动自由度并包括框架的飞行器;第一旋转提升转子;第二旋转提升转子;所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转;与所述框架可操作地连接的原动机;第一装置,其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起,用于旋转所述第一转子;第二装置,可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起,用于旋转所述第二转子;还有。控制装置,用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速。

一种具有三维运动自由度并包括框架的飞行器;第一旋转提升转子;第二旋转提升转子;所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转;与所述框架可操作地连接的原动机;第一装置 20,其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起,用于旋转所述第一转子;第二装置,可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起,用于旋转所述第二转子;控制装置,用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速;

25 个可移动叶片,可操作地与所述框架连接,并定位成接收来自转子的流体流,以帮助在基本水平的方向上移动飞机;以及转动叶片,其可操作地与所述框架连接,并定位成接收来自转子的流体流,以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。

一种具有三维运动自由度并包括框架的飞行器;第一旋转提升转子;第二旋转提升转子;所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转;与所述框架可操作地连接的原动机;第一装置,其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起,用于旋转所述第一转子;第二装置,可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起,用于旋转所述第二转子;控制装置,用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速;可移动叶片,其可操作地与所述框架连接,并定位成接收来自转子的流体流,以帮助在基本水平的方向上移动飞行器;45 一转动叶片,其与所述框架可操作地连接,并被定位成接收来自转子的流体流,以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线运动;所述第一转子具有环形构造,该环形构造具有第一圆形内缘。第二圆形外缘和与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的第一翼型叶片;所述第二转子具有环形构造,该环形构造具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的第二翼型叶片;并且,所述第四外缘的尺寸小于所述第一内缘的尺寸。

一种具有三维运动自由度并包括框架的飞行器;第一旋转提升转子;第二旋转提升转子;所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转;与所述框架可操作地连接的原动机;第一装置,其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起,用于旋转所述第一转子;第二装置,可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起,用于旋转所述第二转子;控制装置,用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速;第三旋转潜水转子;第四旋转潜水转子;

这样的应用程序应该在

h 上

所述第三潜水转子和所述第四潜水转子沿相反方向旋转；控制装置，用于控制所述第三转子和所述第四转子的转速；将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起的装置，用于旋转所述第三转子和所述第四转子；用于在水中推进所述飞机的船用螺旋桨；方向舵，用于引导所述飞机在水中的运动路线；船用模块；用于将所述船用模块连接到所述框架的连接装置；所述连接装置能够从所述框架释放所述海洋模块；所述船用模块外壳，并可操作地与所述第三转子和所述第四转子、所述船用螺旋桨和所述方向舵连接；在所述海洋模块中，存在喷嘴状隧道；所述船用螺旋桨位于所述隧道中；所述15个海洋模块连接到所述框架的下部；以及转动叶片，其可操作地与所述框架连接，并且定位成接收来自提升转子的流体流，以帮助围绕基本垂直的轴线移动飞行器。

一种具有三维运动自由度并包括框架的飞行器：第一旋转提升转子；第二旋转提升转子；所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转；与所述框架可操作地连接的原动机；第一装置25，其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起，用于旋转所述第一转子；第二装置，可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制装置，用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速；30.所述第一转子具有环形构造，该环形构造具有第一圆形内缘、第二圆形外缘以及与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的第一翼型叶片；所述第二转子具有环形构造，该环形构造具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的第二翼型叶片；所述第四外缘的尺寸小于所述第一内缘的尺寸；所述第二转子位于所述第一转子的内部；所述40°第二转子和所述第一转子共面并绕同一垂直轴旋转；第一区域，用于容纳操作员以控制所述飞机的操作；以及用于接收和容纳有效载荷的第二区域。

一种制造具有三维45°运动自由度的飞机的方法，所述方法包括形成框架；折叠并可操作地将第一旋转提升转子与所述框架连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；以相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；将可移动叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助在基本水平的方向上移动飞行器；将60°旋转叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动；将所述第一转子形成成为具有第一圆形的环形结构。内缘和第二圆形外缘以及与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的第一翼型叶片65；将所述第二转子形成成为具有环形构造，以具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的第二翼型叶片；并且，将所述第四外缘形成成为比所述第一内缘的尺寸小的尺寸。

一种制造具有三维运动自由度的飞行器的方法，所述方法包括形成框架；形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；

将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；形成第三旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第四旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；以相反方向旋转所述第三潜水转子和所述第四潜水转子；控制所述第三转子和所述第四转子的转速；将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第三转子和所述第四转子；将船用螺旋桨与所述原动机可操作地连接，用于在水中推进所述飞机；在所述飞行器中结合方向舵，用于引导所述飞行器在水中的运动路线；形成海洋模块；将所述船用模块连接到所述框架上；以海洋模块能够从所述框架释放的方式连接所述海洋模块；容纳在所述船舶模块中，并且可操作地与所述第三转子和所述第四转子、所述船舶螺旋桨和所述方向舵连接；形成具有喷嘴状隧道的所述海洋模块；将所述船用螺旋桨定位在所述隧道中；以及将所述船用模块连接到所述框架的下部。

一种制造具有三维运动自由度的飞行器的方法，所述方法包括形成框架；形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；形成第三旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第四旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；以相反方向旋转所述第三潜水转子和所述第四潜水转子；控制所述第三转子和所述第四转子的转速；将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第三转子和所述第四转子；并且可操作地将转向叶片与所述框架连接，并且定位所述转向叶片以接收来自提升转子的流体流，从而帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。

一种具有三维运动自由度并通过包括形成框架的过程制成的飞行器；形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；

QQ475725346

一个或一个以上

将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；将可移动叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助在基本水平的方向上移动飞行器；将转向叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动；将所述第一转子形成为具有环形构造，以具有第一圆形内缘和第二圆形外缘以及与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的第一翼型叶片；将所述第二转子形成为具有环形构造，以具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的第二翼型叶片；并且将所述第四外缘形成为比所述第一内缘的尺寸小的尺寸。

一种具有三维运动自由度并通过包括形成框架的过程制成的飞行器：形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；形成第三旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第四旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；以相反方向旋转所述第三潜水转子和所述第四潜水转子；控制所述第三转子和所述第四转子的转速；以及，将所述原动机和所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第三转子和所述第四转子。

一种具有三维运动自由度并通过包括形成框架的过程制成的飞行器：形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成并可操作地将 45° 第二旋转提升转子与所述框架连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；将船用螺旋桨与所述原动机可操作地连接，用于在水中推进所述飞机；在所述飞行器中结合方向舵，用于引导所述飞行器在水中的运动路线；形成海洋模块；将所述船用模块连接到所述框架上；以海洋模块能够从所述框架释放的方式连接所述海洋模块；容纳在所述船用模块中，并可操作地与所述第三转子和所述第四转子连接。所述船用螺旋桨和所述方向舵；形成具有喷嘴状隧道的所述海洋模块；将所述船用螺旋桨定位在所述隧道中；还有。将所述船用模块连接到所述框架的下部。

具有三维运动自由度的飞机

形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；将原动机可操作地连接到所述框架；将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；控制所述第一转子和所述第二转子的转速；并且可操作地将转向叶片与所述框架连接，并且定位所述转向叶片以接收来自提升转子的流体流，从而帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。

我声称的是：

1. 一种在空中和水中具有三维运动自由度的潜水器，包括：

- a. 框架；
- b. 第一旋转提升转子；
- c. 第二旋转提升转子；
- d. 所述第一转子和所述第二转子沿相反方向旋转；
- e. 与所述框架可操作地连接的原动机；
- f. 第一装置，其可操作地将所述原动机和所述第一转子连接在一起，用于旋转所述第一转子；
- g. 第二装置，可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起，用于旋转所述第二转子；
- h. 控制装置，用于控制所述第一转子和所述第二转子的转速；
- i. 所述第一旋转提升转子具有内径；
- j. 所述第二旋转提升转子具有外径；和
- k. 所述外径小于所述内径，从而允许所述第二旋转提升转子位于所述第一旋转提升转子的内部。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：

- a. 可移动叶片，其可操作地与所述框架连接，并定位成接收来自转子的流体流，以帮助在基本水平的方向上移动飞行器；还有。
- b. 转动叶片，其可操作地与所述框架连接，并被定位成接收来自转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。

3. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：

- a. 所述第一转子具有圆盘构造，该圆盘构造具有第一圆形内缘。第二圆形外缘。以及多个翼型叶片，其可操作地与所述第一内缘和所述第二外缘连接；
- b. 所述第二转子具有圆盘构造，该圆盘构造具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及多个与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的翼型叶片；还有。
- c. 所述第四外缘的尺寸小于所述第一内缘的尺寸。

4. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：

- a. 第三旋转潜水转子；
- b. 第四旋转潜水转子；
- c. 所述第三潜水转子和所述第四潜水转子沿相反方向旋转；
- d. 控制所述第三转子和所述第四转子的 $s^{\wedge}pe^{\wedge}of$ 系数的控制装置；和

19 20

- e. 将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起的装置，用于旋转所述第三转子并用于旋转所述第四转子。
5. 根据权利要求 4 所述的飞行器，包括：
5
- 用于在水中推进所述飞机的船用螺旋桨；
 - 方向舵，用于引导所述飞机在水中的运动路线；
 - 船用模块；
 - 用于将所述船用模块连接到所述框架的连接装置；
 - 所述连接装置能够从所述框架释放所述海洋模块；
 - 所述船用模块外壳，并可操作地与所述³⁰三转子和所述第四转子、所述船用螺旋桨和所述方向舵连接；
 - 在所述海洋模块中，存在喷嘴状隧道；
 - 所述船用螺旋桨位于所述隧道中；还_有，2Q
 - 所述船用模块连接到所述框架的下部。
6. 根据权利要求 4 所述的飞行器，包括：
- 转动叶片，其可操作地与所述框架连接，并被定位成接收来自提升转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。
7. 根据权利要求 3 所述的飞行器，包括：
- 所述第二转子位于所述第一转子的内部；30³⁰
 - 所述第二转子和所述第一转子共面并绕同一垂直轴旋转。
8. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- 第一区域，用于容纳操作员以控制所述飞机的操作；还有，
 - 用于接收和容纳有效载荷的第二区域。
9. 一种制造在空中和水中具有三维运动自由度的潜水器的方法，所述方法包括：
- 形成框架；
 - 形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；
 - 在所述框架上形成并可操作地连接第二旋转提升转子；
 - 沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；
 - 将原动机可操作地连接到所述框架；
 - 将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；
 - 将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；
 - 控制所述第一转子的转速，并且所述第二转子；⁵⁵
 - 形成所述第一旋转提升转子以具有内径；
 - 形成所述第二旋转提升转子以具有外径；和
 - 将所述外径形成小于所述内径，以允许所述第二旋转提升转子位于所述第一旋转提升转子的内部
10. 根据权利要求 9 的方法，包括：
65
- 将可移动叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助在基本水平的方向上移动飞行器；还有，
 - 将转动叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。
11. 根据权利要求 10 的方法，包括：
- 将所述第一转子形成为具有圆盘构造，以具有第一圆形内缘和第二圆形外缘以及多个与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的翼型叶片；
 - 将所述第二转子形成为具有圆盘构造，以具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及多个与所述第三内缘和所述第四外缘可操作地连接的翼型叶片；还有，
- 将所述第四外缘形成为比所述第一内缘的尺寸小的尺寸。
12. 根据权利要求 9 的方法，包括：
- 形成第三旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；
 - 形成第四旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；
 - 以相反方向旋转所述第三潜水转子和所述第四潜水转子；
 - 控制所述第三转子和所述第四转子的转速；和
 - 将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第三转子和旋转所述第四转子。
13. 根据权利要求 12 的方法，包括：
- 将船用螺旋桨与所述原动机可操作地连接，用于在水中推进所述飞机；
 - 在所述飞行器中结合方向舵，用于引导所述飞行器在水中的运动路线；
 - 形成海洋模块；
 - 将所述船用模块连接到所述框架上；
 - 以海洋模块能够从所述框架释放的方式连接所述海洋模块；
 - 封闭所述船用模块，并与所述第三转子和所述第四转子、所述船用螺旋桨和所述方向舵可操作地连接；
 - 形成具有喷嘴状隧道的所述海洋模块；
 - 将所述船用螺旋桨定位在所述隧道中；和
 - 将所述船用模块连接到所述框架的下部。
14. 根据权利要求 12 的方法，包括：
- 将转向叶片与所述框架可操作地连接，并定位所述转向叶片以接收来自提升转子的流体流，从而帮助飞行器围绕基本垂直的轴线移动。
15. 一种潜水器，其在空中和水中具有三维运动自由度，并且通过包括以下步骤的过程制成：
- 形成框架；
 - 形成第一旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；
 - 形成第二旋转提升转子并将其与所述框架可操作地连接；
 - 沿相反方向旋转所述第一转子和所述第二转子；
 - 将原动机可操作地连接到所述框架；

- f. 将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子；
- g. 将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子；
- h. 控制所述第一转子和所述第二转子的转速；
- i. 形成所述第一旋转提升转子以具有内径；
- j. 形成具有 10° 外径的所述第二旋转提升转子；和
- k. 形成小于所述外径的所述外径
内径以允许所述第二旋转提升转子位于所述第一旋转提升转子的内部。

16. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：

- a. 将可移动叶片与所述框架可操作地连接和定位，用于接收来自转子的流体流，以帮助在基本水平的方向上移动飞机；还有，
- b. 可操作地连接和定位转向叶片
所述框架用于接收来自转子的流体流，以帮助飞行器围绕基本垂直的轴线运动。

17. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：

- a. 将所述第一转子形成为具有环形结构
具有第一圆形内缘和第二圆形外缘以及与所述第一内缘和所述第二外缘可操作地连接的第一翼型叶片；
- b. 将所述第二转子形成为具有环形构造，以具有第三圆形内缘和第四圆形外缘以及与所述第三内缘和所述第四外缘操作性连接的第二翼型叶片；还有，
- c. 将所述第四外缘形成为比所述第一内缘的尺寸小的尺寸。

18. 一种由权利要求 15-40 中任一项的方法制造的飞机，包括：

- a. 形成第三旋转潜水转子并将其与所述框架可操作地连接；
- b. 形成并可操作地连接第四旋转
具有所述框架的潜水转子；
- c. 以相反方向旋转所述第三潜水转子和所述第四潜水转子；
- d. 控制所述第三转子的转速，并且
所述第四转子；
- e. 将所述原动机、所述第三转子和所述第四转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第三转子和旋转所述第四转子。

19. 通过根据权利要求 15 的方法制造的飞机

并且包括：

- a. 将船用螺旋桨与所述原动机可操作地连接，用于在水中推进所述飞机；
- b. 在所述飞行器中结合方向舵，用于引导所述飞行器在水中的运动路线；
- c. 形成海洋模块；
- d. 将所述船用模块连接到所述框架上；
- e. 以海洋模块能够从所述框架释放的方式连接所述海洋模块；
- a. 将转向叶片与所述框架可操作地连接，并定位所述转向叶片以接收来自提升转子的流体流，从而帮助飞行器围

- g. 形成具有喷嘴状隧道的所述海洋模块；
 - h. 将所述船用螺旋桨定位在所述隧道中；和
 - i. 将所述船用模块连接到所述框架的下部。
20. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：

绕基本垂直的轴线移动。

21. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：

- a. 每个所述转子具有自调节叶片；
- b. 每个所述转子具有内缘；
- c. 与所述内缘连接的定位轴；
- d. 外轮缘；
- e. 所述定位轴与所述外缘连接；
- f. 所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转的方式；
- g. 可屈服的装置，其可操作地与所述叶片连接，并将所述叶片推向所述内缘；还有，
- h. 一个与所述叶片可操作地连接的导向装置，当叶片向外边缘移动时，该导向装置使叶片在轴上旋转。

22. 根据权利要求 21 所述的飞行器，包括：

- a. 所述导向装置包括在轮缘中的凹槽，并且所述凹槽限定凸轮；还有。
- b. 所述叶片上的凸轮随动件，其可操作地与所述凸轮连接，以在叶片朝向外边缘移动时使叶片的后缘变得更低。

23. 根据权利要求 9 的方法，包括：

- a. 形成每个所述转子以具有自调节叶片；
- b. 形成每个所述转子以具有内缘；
- c. 将定位轴与所述内缘连接；
- d. 形成外轮缘；
- e. 将所述定位轴与所述外缘连接；
- f. 将所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转；
- g. 将可屈服装置与所述叶片可操作地连接，用于将所述叶片推向所述内缘；还有，
- h. 定位导向件以可操作地与所述叶片连接，从而当叶片朝向外边缘移动时，在所述轴上旋转叶片。

24. 根据权利要求 23 的方法，包括：

- a. 形成所述转子以包括在轮缘中的凹槽，从而限定凸轮；和
- b. 将凸轮从动件定位在所述叶片上，用于可操作地与所述凸轮连接，以使得当叶片朝向外边缘移动时，所述叶片的后缘在高度上变低。

25. 一种具有三维运动自由度并由根据权利要求 15 所述的方法制造的飞行器，包括：

- a. 形成每个所述转子以具有自调节叶片；
- b. 形成每个所述转子以具有内缘；
- c. 将定位轴与所述内缘连接；
- d. 形成外轮缘；
- e. 将所述定位轴与所述外缘连接；
- f. 将所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转；

禁止转载

f. 封闭所述船舶模块，并可操作地与所述第三转子和所述第四转子、所述船舶螺旋桨和所述方向舵连接；

QQ475725346

23

- g. 将可屈服装置与所述叶片可操作地连接，用于将所述叶片推向所述内缘；还有，
- h. 定位导向件以可操作地与所述连接
- 当叶片向外边缘移动时，叶片在所述轴上旋转。 5
26. 一种由根据权利要求 25 的方法制造的飞机，包括：

- a. 形成所述外轮缘以包括轮缘中的凹槽，从而限定凸轮；和 io
- b. 将凸轮从动件定位在所述叶片上，用于可操作地与所述凸轮连接，以使得当叶片朝向外缘移动时，所述叶片的后缘在高度上变低。

27. 转子和自调节叶片组合包括：

- a. 所述转子具有内缘；
- b. 与所述内缘连接的定位轴；
- c. 外轮缘； 20
- d. 所述定位轴与所述外缘连接；
- e. 所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转的方式；
- f. 可屈服的装置，其可操作地与所述叶片连接，并将所述 25
- 叶片推向所述内缘；还有，
- g. 一个与所述叶片可操作地连接的导向装置，当叶片向外边缘移动时，该导向装置使叶片在轴上旋转。

28. 一种制造转子和自调节叶片组合的方法，包括：

- a. 将所述转子形成为具有内缘； 30
- b. 将定位轴与所述内缘连接；
- c. 形成外轮缘；
- d. 将所述定位轴与所述外缘连接；
- e. 将所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转； 35
- f. 将可屈服装置与所述叶片可操作地连接，用于将所述叶片推向所述内缘；还有，
- g. 定位导向件以可操作地与所述叶片连接，从而当叶片朝向外缘移动时，在所述轴上旋转叶片。 40

29. 一种转子和自调节叶片的组合，通过包括以下步骤的方法制成：

- a. 将所述转子形成为具有内缘；
- b. 将定位轴与所述内缘连接； 45
- c. 形成外轮缘；
- d. 将所述定位轴与所述外缘连接；
- e. 将所述刀片安装在所述定位轴上，以在所述轴上纵向移动并绕所述轴旋转； 50

- f. 将可屈服装置与所述叶片可操作地连接，用于将所述叶片推向所述内缘；还有，
- g. 定位导向件以可操作地与所述叶片连接，从而当叶片朝向外缘移动时，在所述轴上旋转叶片。

30. 根据权利要求 3 所述的飞行器，包括：

- a. 所述第一圆形内缘和第二圆形外缘包括第一翼型叶片元件；和
- b. 所述第一翼型叶片元件通过结合部 65 结合以形成所述第一轮缘并形成所述第二轮缘
- 所述第一转子。

24

31. 根据权利要求 30 所述的飞行器，包括：

- a. 每个所述第一内轮缘具有第一轮毂；
- b. 所述相邻的第一轮毂通过所述结合部连接；
- c. 每个所述第二外轮缘具有第二轮毂；和
- d. 所述相邻的第二轮毂通过所述结合部连接。

32. 根据权利要求 31 所述的飞行器，包括：

- a. 所述第三圆形内缘和所述第四圆形外缘包括第二翼型叶片元件；
- b. 所述第二翼型叶片元件通过结合部结合在一起以形成所述第二转子的所述第三轮缘和所述第四轮缘；
- c. 每个所述第三内轮缘具有第三轮毂
- d. 所述相邻的第三轮毂通过所述结合部连接；
- e. 每个所述第四外轮缘具有第四轮毂；和
- f. 所述相邻的第四轮毂通过所述结合部连接。

33. 根据权利要求 31 所述的飞行器，包括：

- a. 相邻的第一轮毂具有凹槽；
- b. 相邻的第二轮毂具有凹槽；
- c. 每个凹槽具有与扩大的内部连接的外部通道；
- d. 所述粘合剂具有主体和扩大的端部；和
- e. 所述结合在横向截面图中呈现哑铃的外观。

34. 根据权利要求 11 的方法，包括：

- a. 形成所述第一圆形内缘和所述第二圆形外缘，以包括第一翼型叶片元件；和
- b. 通过结合将所述第一翼型叶片元件结合在一起，以形成所述第一转子的所述第一轮缘和所述第二轮缘。

35. 根据权利要求 34 的方法，包括：

- a. 形成每个所述第一内缘以具有第一轮毂；
- b. 通过所述结合连接所述相邻的第一轮毂；
- c. 形成每个所述第二外轮缘以具有第二轮毂；和
- d. 通过所述结合连接所述第二相邻轮毂。

36. 根据权利要求 35 的方法，包括：

- a. 形成所述第三圆形内缘和所述第四圆形外缘，以包括第二翼型叶片元件；
- b. 通过结合将所述第二翼型叶片元件结合以形成所述第三边缘和所述第四边缘；
- c. 形成每个所述第三内轮缘以具有第三轮毂；
- d. 通过所述结合连接所述相邻的第三轮毂；
- e. 形成每个第四外轮缘以具有第四轮毂；和
- f. 通过所述结合连接所述相邻的第四轮毂。

37. 根据权利要求 35 的方法，包括：

- a. 形成具有凹槽的相邻第一轮毂；
- b. 形成具有凹槽的相邻第二轮毂；
- c. 形成每个凹槽以具有与扩大的内部连接的外部通道；
- d. 形成具有主体和扩大端部的所述结合部；和
- e. 形成所述结合以在横向截面图中具有哑铃的外观。

38. 一种由根据权利要求 17 的方法制造的飞机，包括：

- a. 形成所述第一圆形内缘和所述第二圆形外缘以包括 fust 翼型叶片元件；和
- b. 通过结合将所述第一翼型叶片元件结合在一起，以形成所述第一转子的所述第一轮缘和所述第二轮缘。

25 26

39. 一种由根据权利要求 38 的方法制造的飞机，包括：
- a. 形成每个所述第一内缘以具有第一轮毂；
 - b. 通过所述结合连接所述相邻的第一轮毂；
 - c. 形成每个所述第二外轮缘以具有第二轮毂；和
 - d. 通过所述结合连接所述第二相邻轮毂。
40. 一种由根据权利要求 39 的方法制造的飞机，包括：
- a. 形成所述第三圆形内缘和所述第四圆形外缘，以包括第二翼型叶片元件；
 - b. 通过结合结合所述第二翼型叶片元件，以形成所述第二转子的所述第三轮缘和所述第四轮缘；
 - c. 形成每个所述第三内轮缘以具有第三轮毂；
 - d. 通过所述结合连接所述相邻的第三轮毂；
 - e. 形成每个第四外轮缘以具有第四轮毂；和
 - f. 通过所述结合连接所述相邻的第四轮毂。
41. 一种由根据权利要求 39 的方法制造的飞机，包括：
- a. 形成具有凹槽的相邻第一轮毂；
 - b. 形成具有凹槽的相邻第二轮毂；
 - c. 形成每个凹槽以具有与扩大的内部连接的外部通道；
 - d. 形成具有主体和扩大端部的所述结合部；和
 - e. 形成所述结合以在横向截面图中具有哑铃的外观。
42. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述原动机是核动力原动机。
43. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一装置是磁驱动器。
44. 一架飞机根据 1，包括：
- a. 所述第一装置是液压驱动器。
45. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一装置是电驱动装置。
46. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一装置是机械驱动器。
47. 根据权利要求 9 所述的制造飞机的方法，包括：
- a. 选择核动力原动机作为所述原动机。
48. 根据权利要求 9 的方法，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的磁驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
49. 根据权利要求 9 的方法，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的液压驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
50. 根据权利要求 9 的方法，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的电驱动装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
51. 根据权利要求 9 的方法，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的机械驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
52. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：
- a. 选择核动力原动机作为所述原动机。
53. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的磁驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
54. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的液压驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
55. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的电驱动装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
56. 一种由根据权利要求 15 的方法制造的飞机，包括：
- a. 通过用于旋转所述第一转子的机械驱动器将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起。
57. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一旋转提升转子具有第一齿形内缘；
 - b. 所述第二旋转提升转子具有第二齿形外缘；
 - c. 齿轮装置，其可操作地与所述第一带齿内缘和所述第二带齿外缘连接；
 - d. 所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转包括所述齿轮装置的所述第一转子；和
 - e. 第二装置，其可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起，用于旋转包括所述齿轮装置的所述第二转子。
58. 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一旋转提升转子具有第一齿形内缘；
 - b. 所述第二旋转提升转子具有第二齿形外缘；
 - c. 第一齿轮装置，其可操作地与所述第一带齿内缘和所述第二带齿外缘连接；
 - d. 所述第一旋转提升转子具有第三齿形外缘；
 - e. 第二齿轮装置，其可操作地与所述第三带齿外缘连接；
 - f. 所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转包括所述第二齿轮装置的所述第一转子；和
 - g. 第二装置，可操作地将所述原动机和所述第二转子连接在一起，用于旋转所述第二转子。
59. 根据权利要求 1 和 2 所述的飞机：
- a. 位于所述飞机下部的外壳；
 - b. 所述外壳包括第一罩；
 - c. 第一铰链装置，其可操作地将所述第一机罩连接到所述飞机，用于所述第一机罩相对于所述飞机的旋转；
 - d. 第一致动器，其与所述第一发动机罩和所述飞机连接，用于旋转所述第一发动机罩；

禁止转载

27 28

- e. 第一轮，其可操作地与所述第一罩连接，用于接触地面⁵ rim 面；
- f. 当所述第一发动机罩远离所述飞机的下部时，外壳打开，并且第一车轮处于接触地面的位置；和
- g. 当所述第一罩位于飞机下方时，所述壳体处于封闭位置，用于将飞机浸没在水中。
- 60.** 根据权利要求 59 所述的飞行器，包括：
- a. 所述外壳包括第二罩；
- b. 第二铰链装置，其可操作地将所述第二机罩连接到所述飞机，用于所述第二机罩相对于所述飞机的旋转；
- c. 第二致动器，其可操作地与所述第二发动机罩和所述飞机连接，用于旋转所述第二发动机罩；
- d. 第二轮，其可操作地与所述第二罩连接，用于与地面接触；
- e. 当所述第二发动机罩远离所述飞机的下部定位时，外壳打开，并且第二轮处于接触地面的位置；和
- f. 在所述第一罩和所述第二罩位于飞机下方的情况下，所述壳体处于封闭位置，用于将飞机浸没在水中。
- 61.** 根据权利要求 60 所述的飞行器，包括：
- a. 所述第一轮和第三轮可操作地与所述第一罩连接以接触地面；和
- b. 所述第二轮和第四轮可操作地与所述第二发动机罩连接，用于与地面接触。
- 62.** 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 位于所述飞机下部的外壳；
- b. 所述外壳中的喷嘴；和
- c. 所述壳体中的推进器，用于推进所述飞行器。
- 63.** 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 位于所述飞机下部的外壳；
- b. 所述外壳中的喷嘴；和
- c. 方向舵，其可操作地与所述壳体连接，用于引导所述飞行器。
- 64.** 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 位于所述飞机下部的外壳；
- b. 所述外壳中的喷嘴；
- c. 在所述外壳中用于推进所述飞机的螺旋桨；和
- d. 方向舵，其可操作地与所述壳体连接，用于引导所述飞行器。
- 65.** 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 连接到框架上部的上罩；和
- b. 所述上部机罩用作用于飞行器紧急着陆的气球/降落伞组合的外壳
- 66.** 根据权利要求 1 所述的飞行器，包括：
- a. 与所述框架可操作地连接的保护边缘；和
- b. 所述保护边缘环绕所述第一旋转提升转子和所述第二旋转提升转子。
- 67.** 根据权利要求 9 所述的用于制造潜水飞机的方法，包括：
- a. 形成具有第一齿形内缘的所述第一旋转提升转子；
- b. 形成具有第二齿形外缘的所述第二旋转提升转子；
- c. 将齿轮装置与所述第一带齿内缘和所述第二带齿外缘可操作地连接
- d. 使用所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子，并且包括所述齿轮装置；和
- e. 使用所述第二装置将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子，并且包括所述齿轮装置。
- 68.** 根据权利要求 9 所述的用于制造潜水飞机的方法，包括：
- a. 形成具有第一齿形内缘的所述第一旋转提升转子；
- b. 形成具有第二齿形外缘的所述第二旋转提升转子；
- c. 将第一齿轮装置与所述第一带齿内轮缘和所述第二带齿外轮缘可操作地连接；
- d. 形成具有第三齿形外缘的所述第一旋转提升转子；
- e. 将第二齿轮装置与所述第三带齿外缘可操作地连接；
- f. 使用所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述 30 个第一转子，并且包括所述第二齿轮装置；
- 和
- g. 使用所述第二装置将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子，并且包括所述第一齿轮装置。
- 69.** 根据权利要求 9 所述的用于制造潜水飞机的方法，包括：
- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 形成所述外壳以包括第一罩；
- c. 通过第一铰链装置将所述第一机罩可操作地连接到所述飞机，以使所述第一机罩相对于所述飞机旋转；
- d. 将第一致动器与所述第一罩连接，并且与
- 所述飞行器，用于旋转所述第一发动机罩；
- e. 将第一车轮与所述第一发动机罩可操作地连接以接触地面；
- f. 将所述第一机罩定位成远离所述飞机的下部，以打开外壳，使得第一轮
- 所以处于接触地面的位置；和
- g. 将所述第一机罩定位在所述飞机下方，以封闭所述外壳，用于将所述飞机浸没在水中。
- 70.** 根据权利要求 69 所述的制造潜水飞机的方法，包括：
- a. 形成所述外壳以包括第二罩；
- b. 通过第二铰链装置将所述第二发动机罩可操作地连接到所述飞行器，用于所述第二发动机罩的旋转
- 发动机罩相对于所述飞机；
- c. 将第二致动器与所述第二发动机罩和所述飞机连接，用于所述第二发动机罩的旋转；
- d. 将第二轮与所述第二发动机罩可操作地连接以接触地面；
- e. 将所述第二机罩定位成远离所述飞机的下部，以打开外壳，使得第二轮处于接触地面的位置；和

29 30

f. 将所述第二机罩定位在所述飞机下方，以封闭所述外壳，用于将所述飞机浸没在水中。

71. 根据本发明的制造潜水飞机的方法

根据权利要求 70，包括：

5

- a. 将所述第一轮和第三轮与所述第一罩可操作地连接，以接触地面；和
- b. 将所述第二轮和第四轮与所述第二罩可操作地连接，用于接触地面。

72. 根据权利要求 9 所述的制造潜水飞机的方法，包括：

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；和
- c. 将推进器与所述壳体可操作地连接，用于推进所述飞行器。

73. 根据本发明的制造潜水飞机的方法

根据权利要求 9，包括：

20

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；和
- c. 将舵与所述壳体可操作地连接，用于引导所述飞机。

25

74. 根据权利要求 9 所述的制造潜水飞机的方法，包括：

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；
- c. 将推进器与所述壳体可操作地连接，用于推进所述飞行器；和
- d. 将方向舵与所述壳体可操作地连接，用于引导所述飞行器。

75. 根据本发明的制造潜水飞机的方法

至权利要求 9 并包括：

35

- a. 将上部罩连接到框架的上部；和
- b. 将气球/降落伞组合定位在所述罩中，用于飞机的紧急着陆。

76. 根据权利要求 9 所述的制造潜水飞机的方法，包括：

- a. 将保护边缘与所述框架可操作地连接；和
- b. 所述保护边缘环绕所述第一旋转提升转子和所述第二旋转提升转子。

77. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 形成所述第一旋转提升转子齿状内缘⁵⁰
- b. 形成具有第二齿形外缘的所述第二旋转提升转子；
- c. 将齿轮装置与所述第一带齿内轮缘和所述第二带齿外轮缘可操作地连接；
- d. 使用所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子，并且包括所述齿轮装置；和
- e. 使用所述第二装置将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子，并且包括所述齿轮装置。

78. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

65

- b. 形成具有第二齿形外缘的所述第二旋转提升转子；
- c. 将第一齿轮装置与所述第一带齿内轮缘和所述第二带齿

外轮缘可操作地连接；

- d. 形成具有第三齿形外缘的所述第一旋转提升转子；
- e. 将第二齿轮装置与所述第三带齿外缘可操作地连接；
- f. 使用所述第一装置将所述原动机和所述第一转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第一转子，并且包括所述第二齿轮装置；和
- g. 使用所述第二装置将所述原动机和所述第二转子可操作地连接在一起，用于旋转所述第二转子，并且包括所述第二齿轮装置。

79. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 形成所述外壳以包括第一罩；
- c. 通过第一铰链装置将所述第一机罩可操作地连接到所述飞机，以使所述第一机罩相对于所述飞机旋转；
- d. 将第一致动器与所述第一发动机罩和所述飞机连接，用于所述第一发动机罩的旋转；
- e. 将第一车轮与所述第一发动机罩可操作地连接以接触地面；
- f. 将所述第一机罩定位成远离所述飞机的下部，以打开外壳，使得第一轮处于接触地面的位置；和
- g. 将所述第一机罩定位在所述飞机下方，以封闭所述外壳，用于将所述飞机浸没在水中。

80. 根据权利要求 79 所述的潜水器，包括：

- a. 形成所述外壳以包括第二罩；
- b. 通过第二铰链装置将所述第二机罩可操作地连接到所述飞机，以使所述第二机罩相对于所述飞机旋转；
- c. 将第二致动器与所述第二发动机罩和所述飞机连接，用于所述第二发动机罩的旋转；
- d. 将第二轮与所述第二发动机罩可操作地连接以接触地面；
- e. 将所述第二机罩定位成远离所述飞机的下部，以打开外壳，使得第二轮处于接触地面的位置；和
- f. 将所述第二机罩定位在所述飞机下方，以封闭所述外壳，用于将所述飞机浸没在水中。

81. 根据权利要求 80 所述的潜水器，包括：

- a. 将所述第一轮和第三轮与所述第一罩可操作地连接，以接触地面；和
- b. 将所述第二轮和第四轮与所述第二发动机罩可操作地连接。接触地面。

82. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 在所述飞机的下部建造房屋；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；和
- c. 将推进器与所述壳体可操作地连接，用于推进所述飞行器。

a. 用第一 QQ47E72 形成所述第一旋转提升

一个或一个以上

31 32

83. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；和
- c. 将方向舵与所述壳体可操作地连接，用于引导所述飞行器。

84. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 在所述飞机的下部形成外壳；
- b. 将喷嘴定位在所述外壳中；
- c. 将推进器与所述壳体可操作地连接，用于推进所述飞行器；
- d. 将方向舵与所述壳体可操作地连接，用于引导所述飞

行器。

85. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 将上部罩连接到框架的上部；和
- b. 将气球/降落伞组合定位在所述罩中，用于飞机的紧急着陆。

86. 根据权利要求 15 所述的潜水器，包括：

- a. 将保护边缘与所述框架可操作地连接；和
- b. 所述保护边缘环绕所述第一旋转提升转子和所述第二旋转提升转子。

* * * * *

美国专利^[i9]

小米勒等人。

[54]飞机和船只通用流体动力体

[76]发明人: 小约翰·米勒(John A. Miller), 1778 年, 加利福尼亚州圣何塞市波特罗博士, 邮编:95124-1752; 威廉·洛西, 已故, 圣玛丽亚晚期。加利福尼亚。执行人马里恩·洛西。加州圣玛丽亚 107 号东克拉克街 1600 号, 邮编:93455

[21] 应用。编号: ■458, 868

[22] 归档: 1995 年 6 月 5 日

[51] intl. 6 B64C 3/54; B64C 1/38;

B63B 1/00

[52] 美国 CI 244/36; 244/35A; 244/23° C;

244/218; 244/130; 114/56; d12/300; d12/319;

D12/325

[58]搜索范围 244/35 A, 36。

244/218. 130.23° c 35° R; 114/271. 56;

1)12/300, 308. 309, 319. 325, 326

[56]引用的参考文献

美国专利文件

D.172, 112 5/1994 Shremakkr 244/23 C

514, 835 2/1194 米尔斯 114/56

2, 650, 780 9/H55 Northrop 等人 244/36

Z[^]eglt[^]r 244/36

2, 445, /04 8/8991 Mills 114/56

3, 008, 669 11/961 Tsmczos et al 244/15

3,073,441 1/H93 Bowersox 244/73B

3,123,320 3/1194 Slaughter 244/23C

3,19[^].49[^] 7/1943 Skuce, II 1[^]71

3,471,434 7/H97 Jones 244/46

4,836,470 6/11999 Cowell 244/2

4,444,962 9/1190 Mell 244/23C

4,034,43 11/1/191 Bucher 244/23B

4,1/2,120 5/1192 Wood 244/34R

4,203 42/ 4/1944 Day 244/73B

4,24447/ 11/1999 Blsaquue..... 244/23C

[11]专利号:

5, 730, 391

[45]专利日期:

1998 年 3 月 24

4,439,20/ 77199 Gerhardt 244/36

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

2334407 2//479 Germany 244/23

C

其他出版物

美国国家航空咨询委员会(NACA), TN 3183, “Arrwo 机翼的最小波浪阻力翼剖面”, 库珀等。1954 年 5 月, 1994 年 5 月。

AIAA 92-4220. M.Waters 等人.. “倾斜全翼飞机的结构和空气动力学考虑”。

AIAA 92-4230. T.Galloway 等人.. “斜翼超音速运输机”麦格劳-希尔。Inc .

《航空航天日报》, 第 448 页。6 月 20 日。1994 年, “MTU 高超音速喷管试验为[^]7".全发动机试验铺平了道路

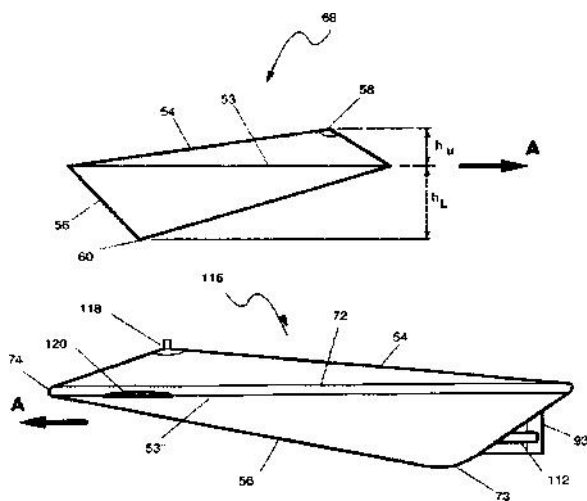
《航空航天日报》, 第 120 页。95 年 1 月 25 日, “Ca 公司计划飞盘式垂直起落飞机”。

主考官——维娜·里斯·莫吉卡

[57]摘要

一种用于提高飞机和船只的流体动力性能效率的机身结构, 包括一个大致圆锥形的上段(54)和一个大致圆锥形的下段(56), 它们通过倒置圆锥形的下段(56)而连接在一个共同的基面(53)上。圆锥形表面的斜度由船只或车辆的规定平面形状以及圆锥形部分的高度决定, 其中圆锥形上部分(hu)的高度小于圆锥形下部分(h)的高度, 通常为圆锥形下部分(h)的三分之二。尽管不限于椭圆形平面形状, 但对于在亚音速飞行状态下工作的垂直起飞和着陆飞机, 通常圆形平面形状(52)和椭圆形平面形状(68)是优选的。起飞和低速飞行时采用大展弦比, 超音速飞行时转到小展弦比方向, 是超音速运输机和单级入轨式飞机的首选。独特的锥形构型使飞机能够以大展弦比方向的高升力和高效率在低速下起飞和运行, 在爬升和加速到较高飞行速度期间作为倾斜的全机翼飞机运行, 然后完全过渡到高速运行的低展弦比方向, 包括跨音速、超音速和高超音速飞行。允许的修改定义为优化和调整通用流体动力车身, 以满足潜在车辆应用的独特功能要求, 包括潜水和表面效应型船只。

16 项权利要求, 13 张图纸



禁止转载

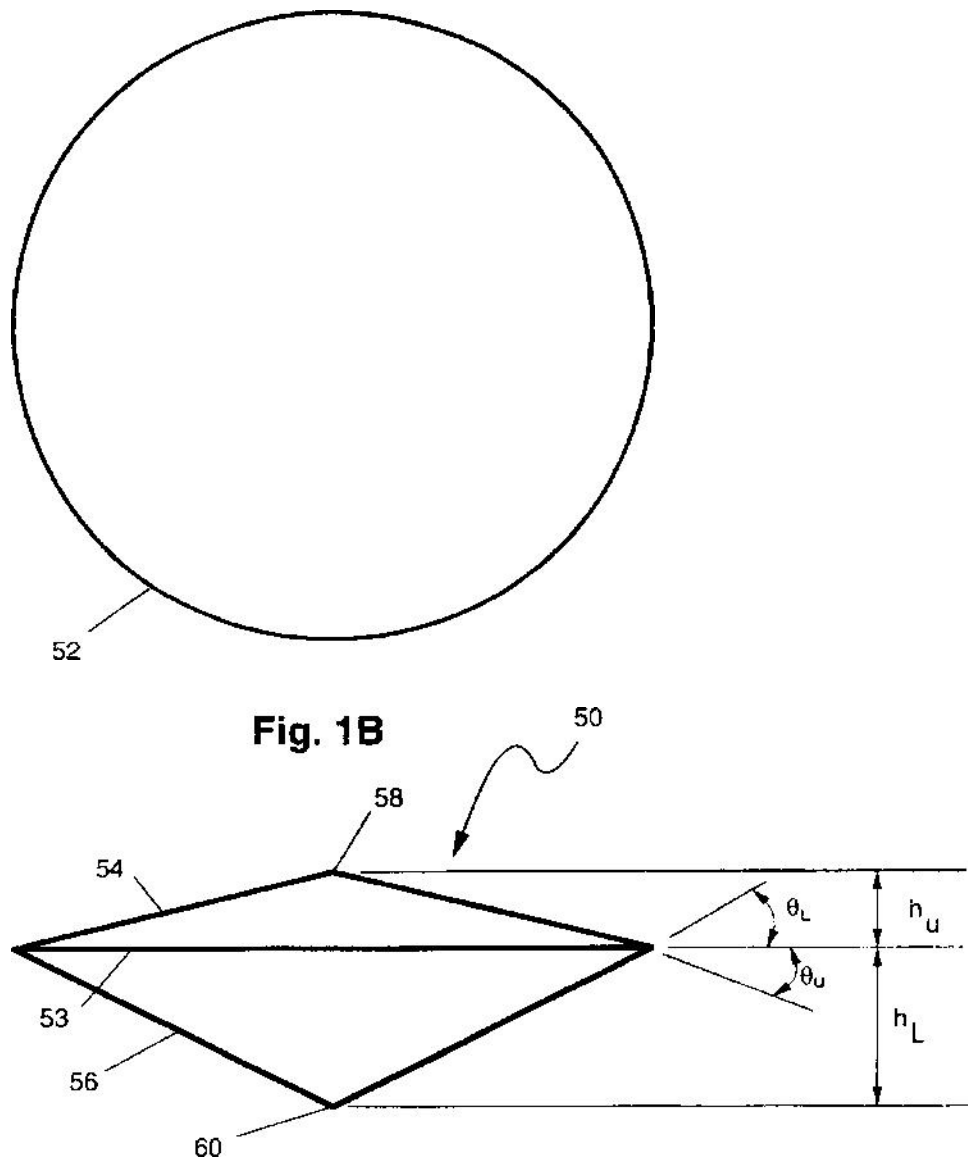


图 1A

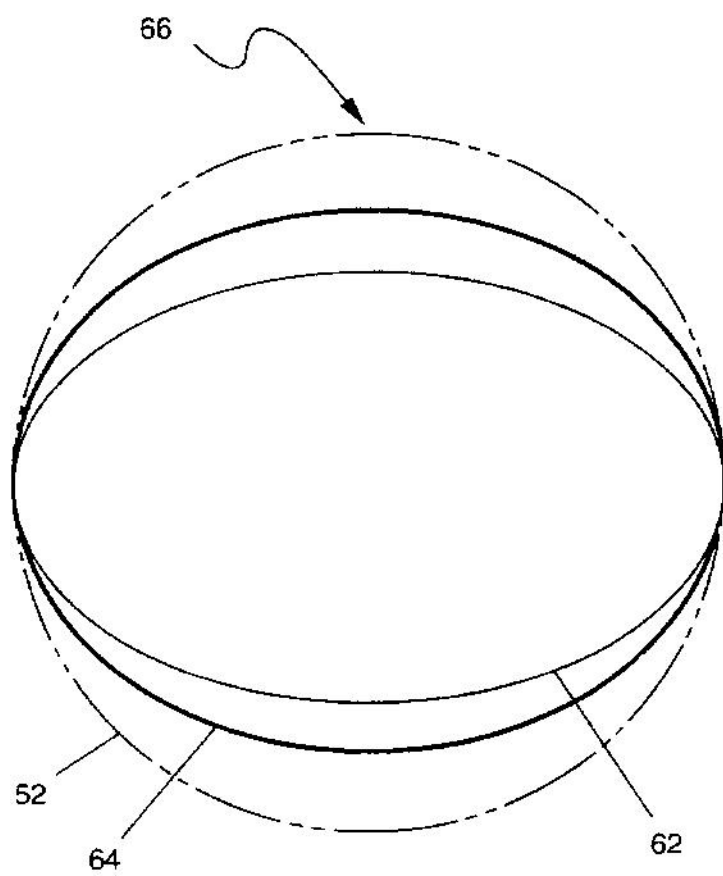


Fig. 2B

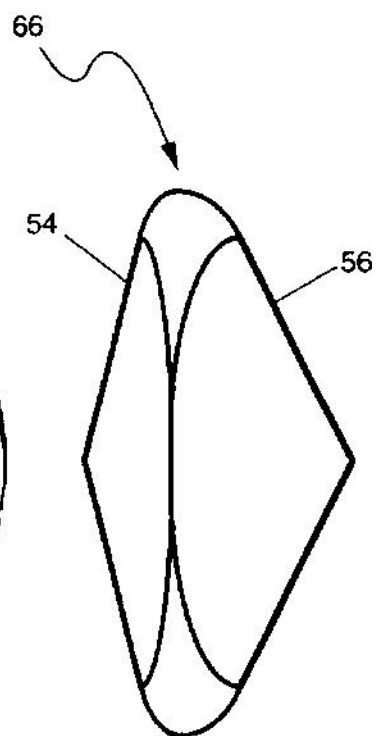


Fig. 2C

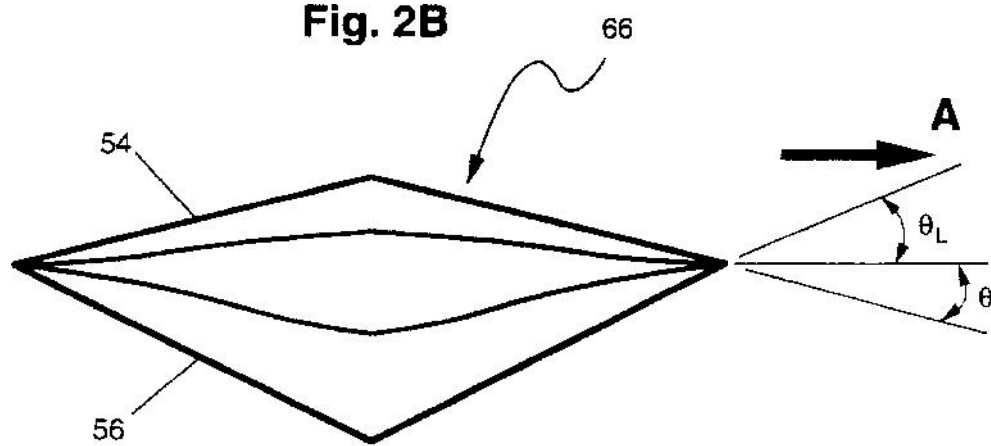


Fig. 2A

禁止转载

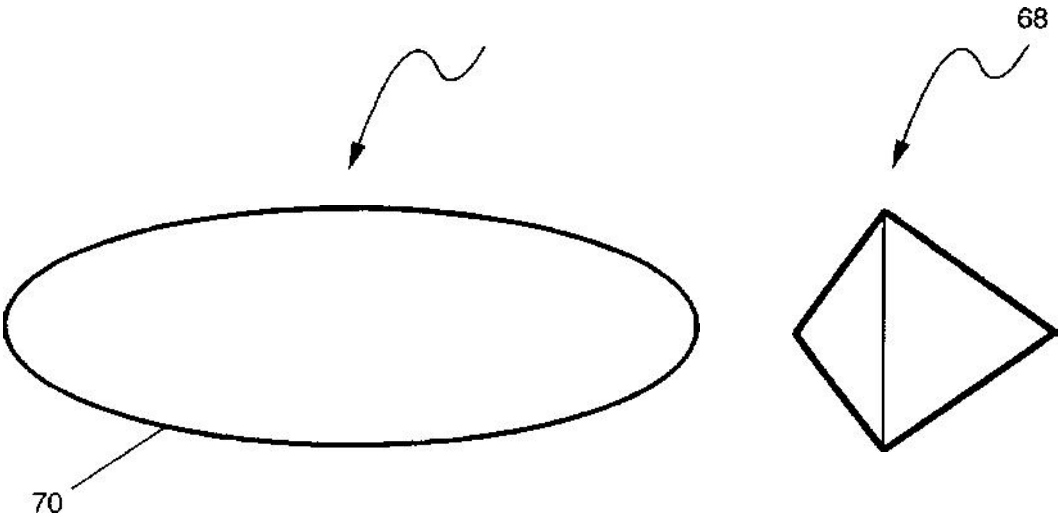


图 3B 图 3C

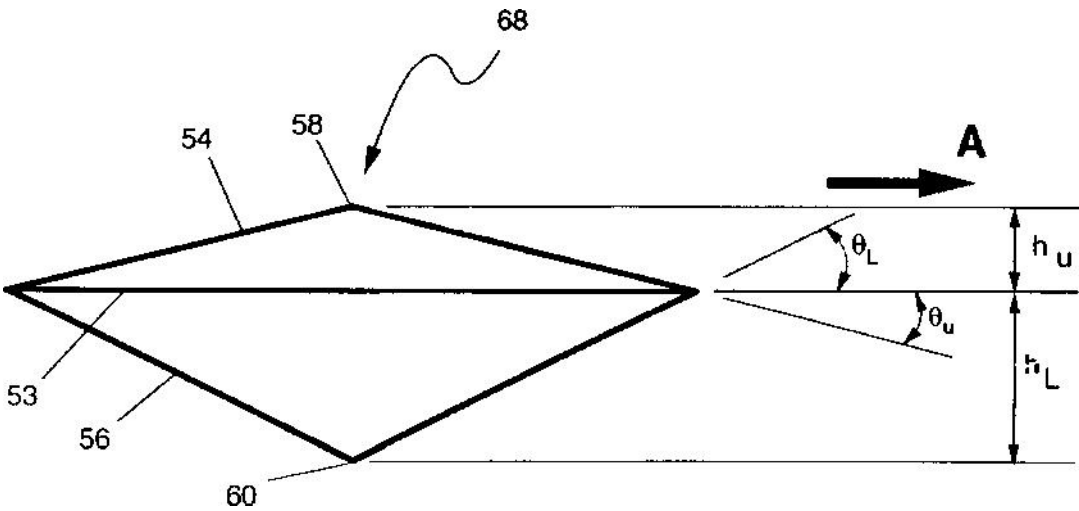


图 3A

禁止转载

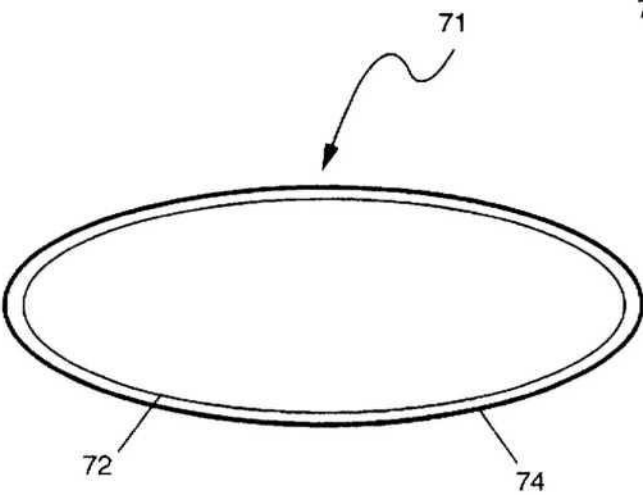


Fig. 4B

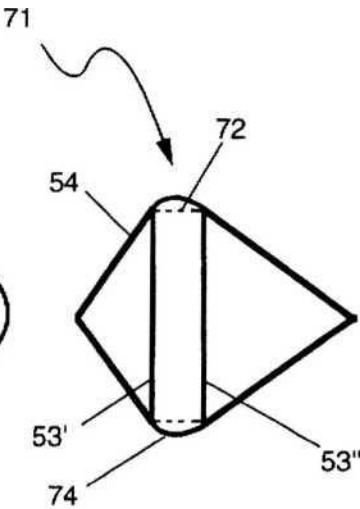


Fig. 4C

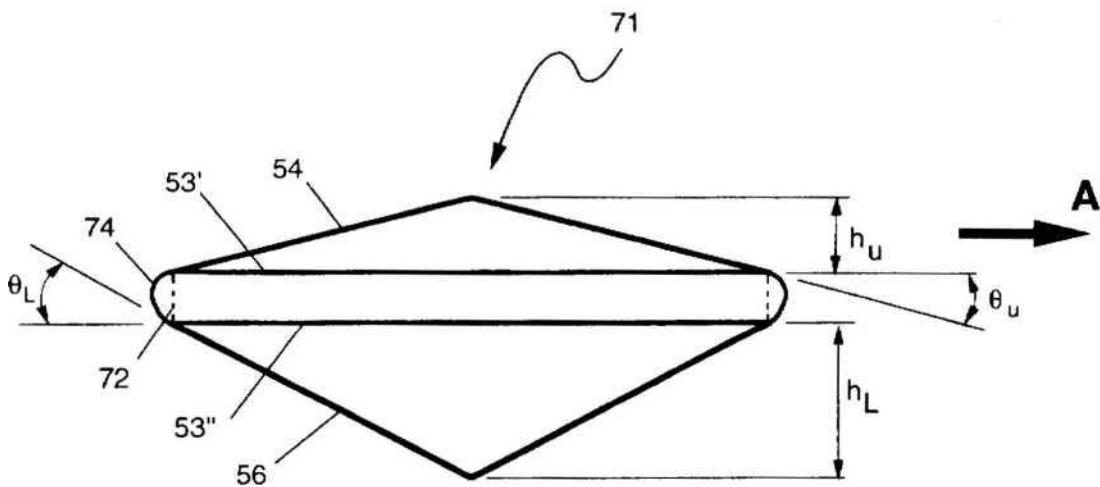


图 4A

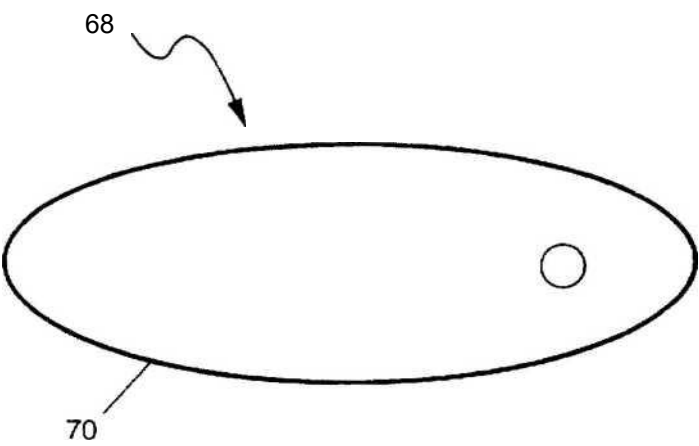


图 5B

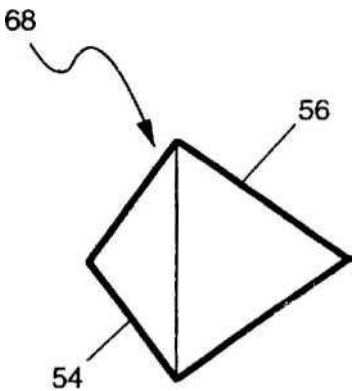


Fig. 5C

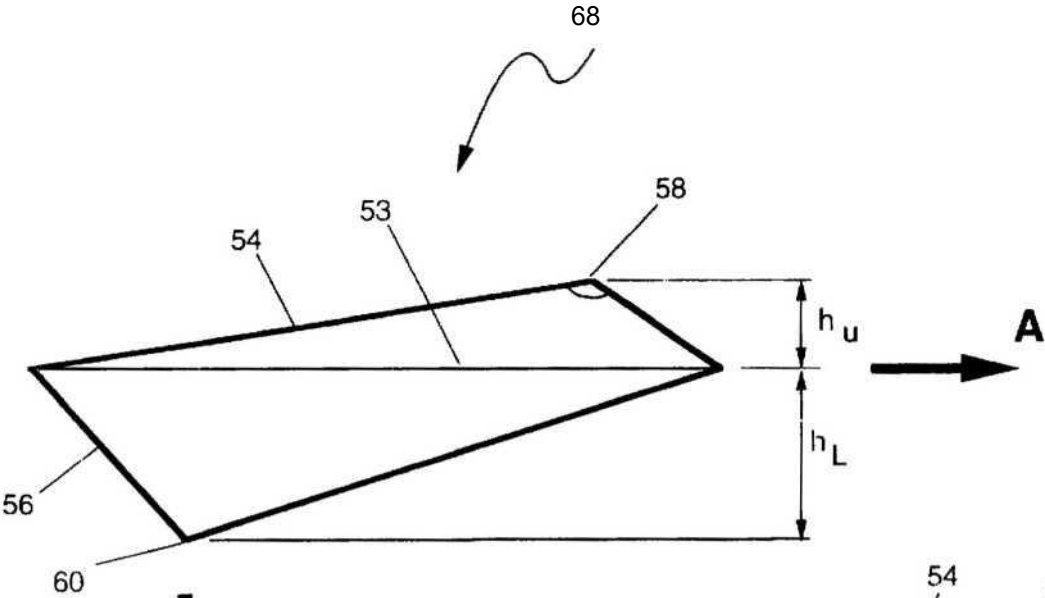


Fig. 5A

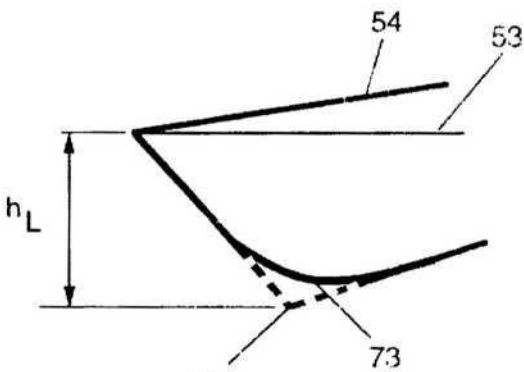
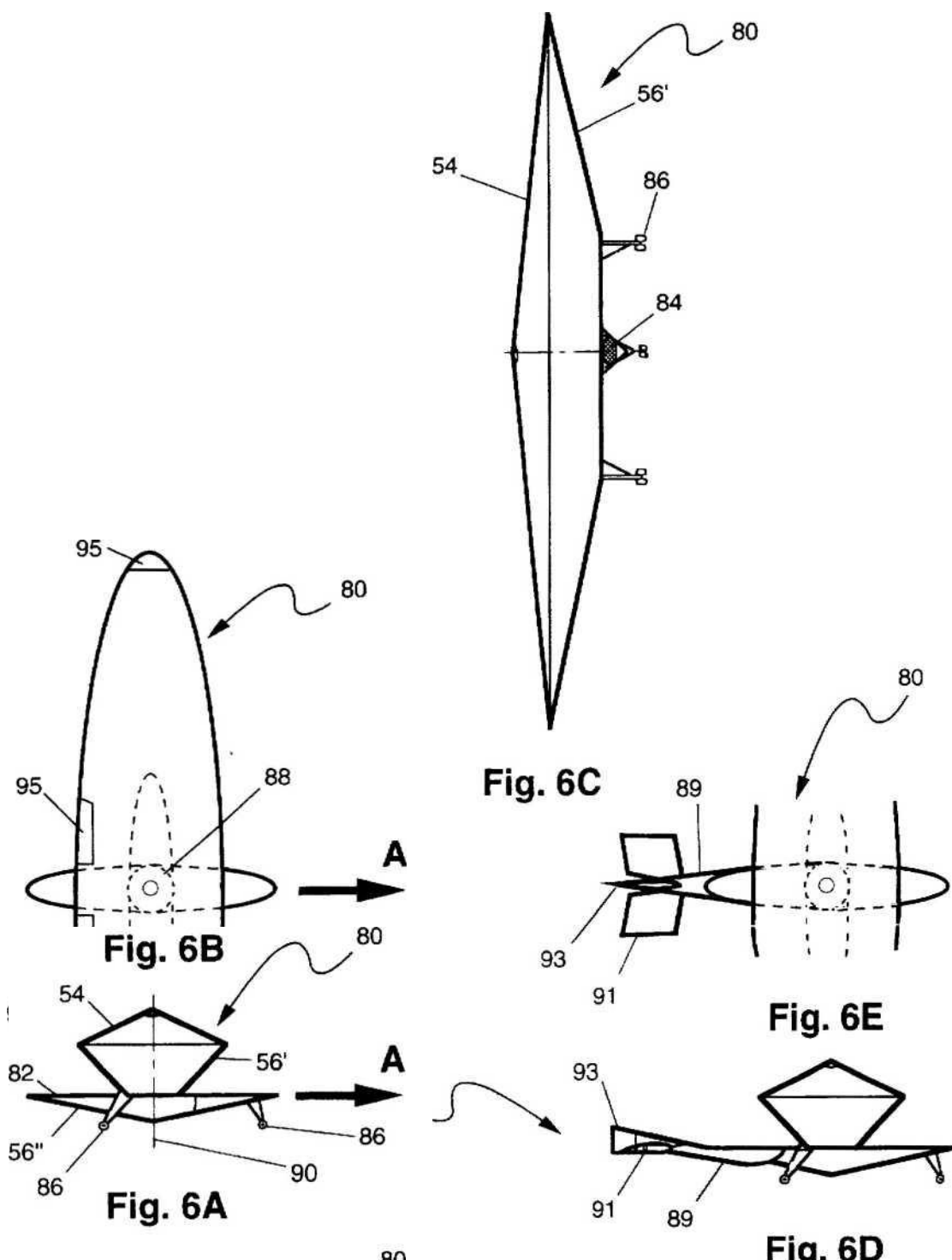


Fig. 5D



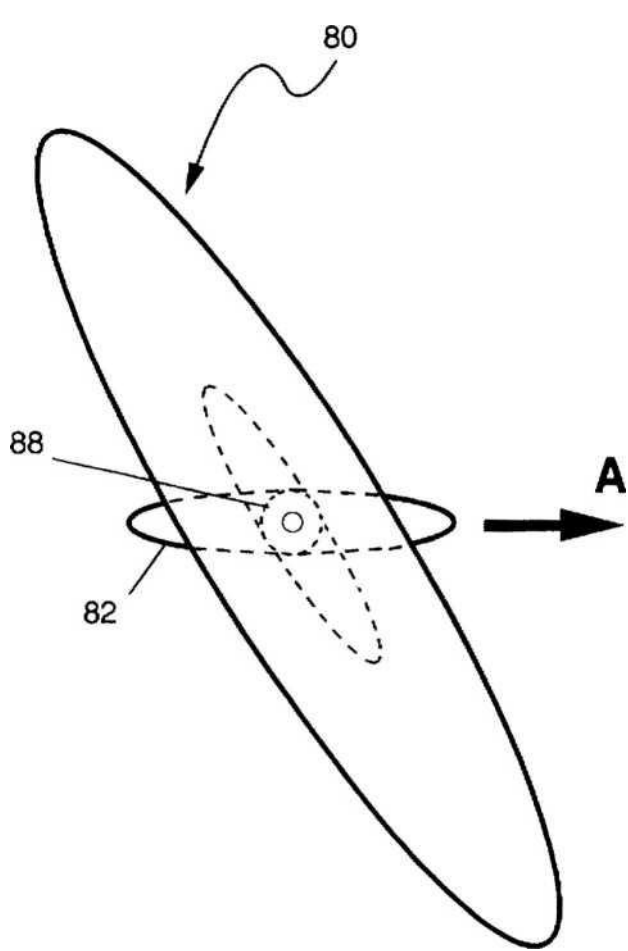


Fig. 6G

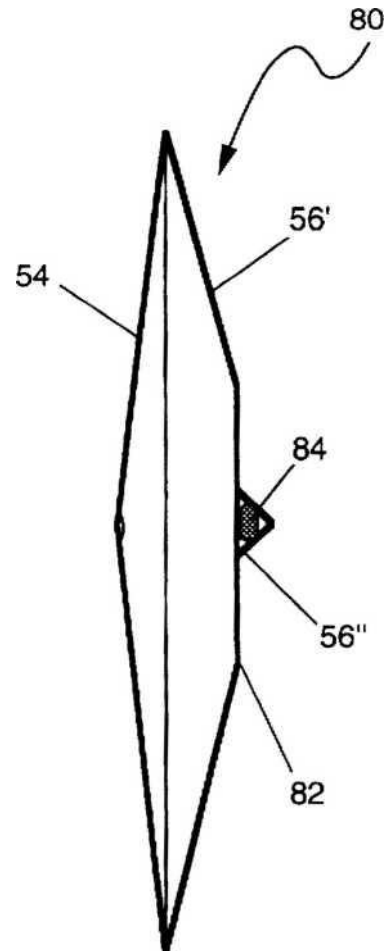


图 6H

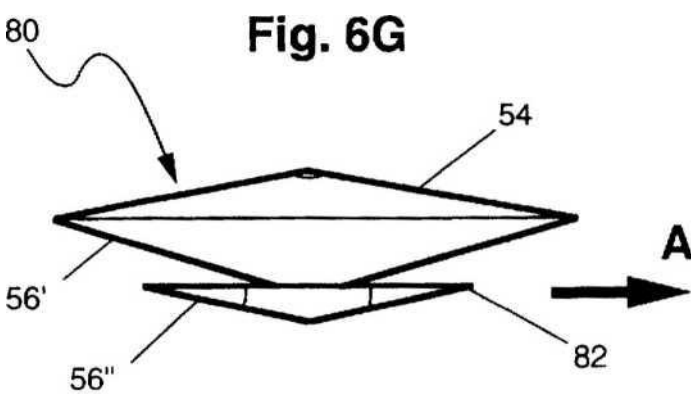


Fig. 6F

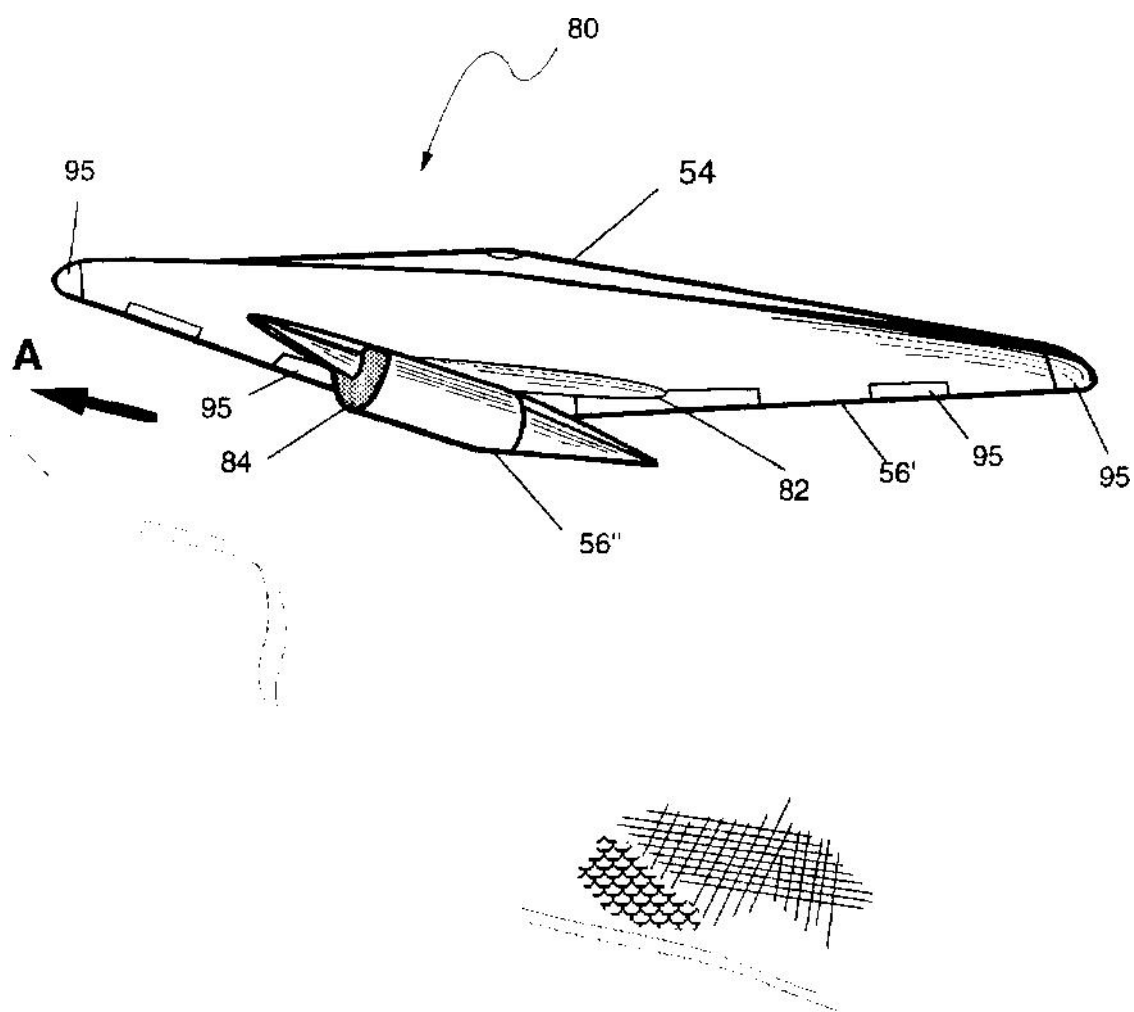


图 61

QQ475725346

禁止转载

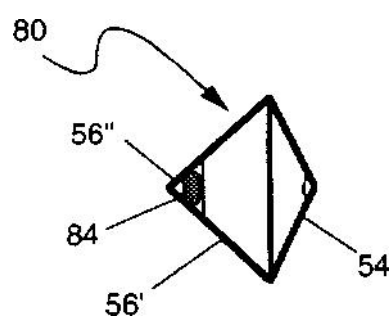


Fig. 6L

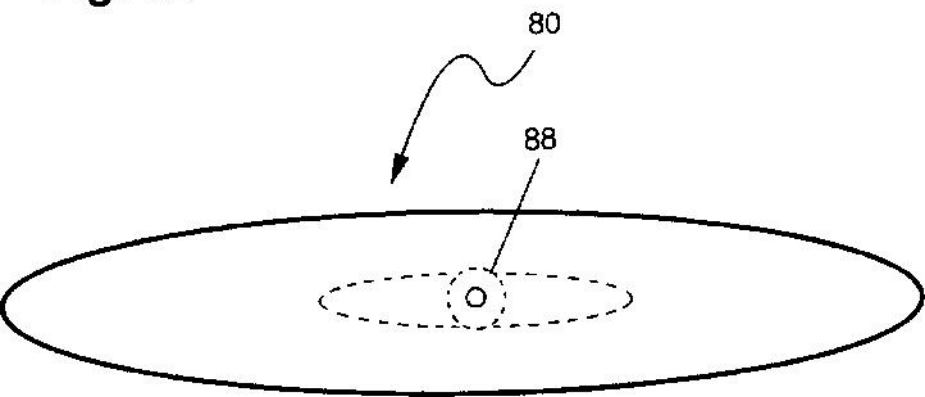


Fig. 6K

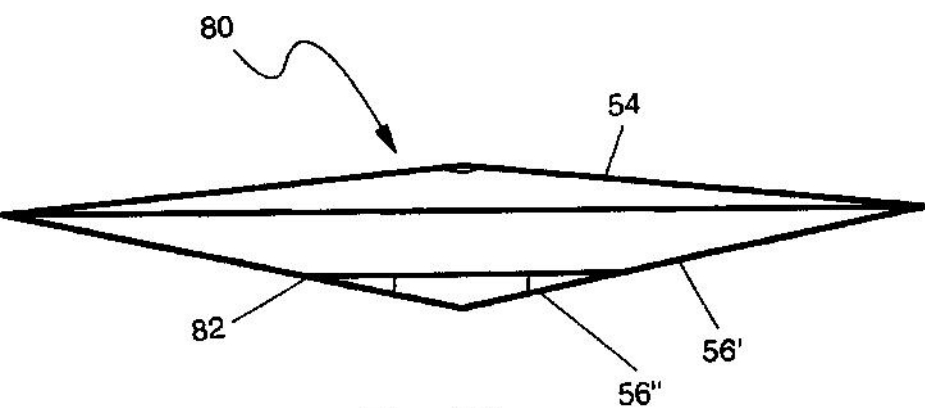


Fig. 6J

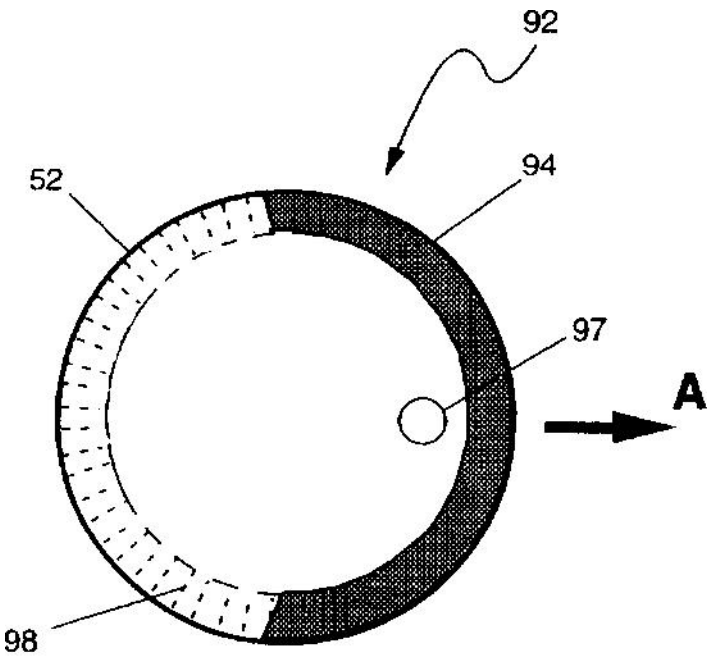


Fig. 7B

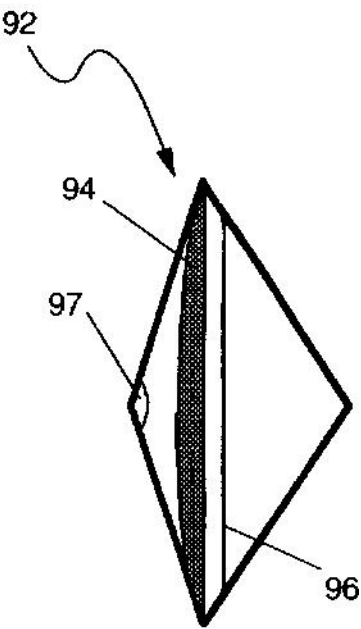


Fig. 7C

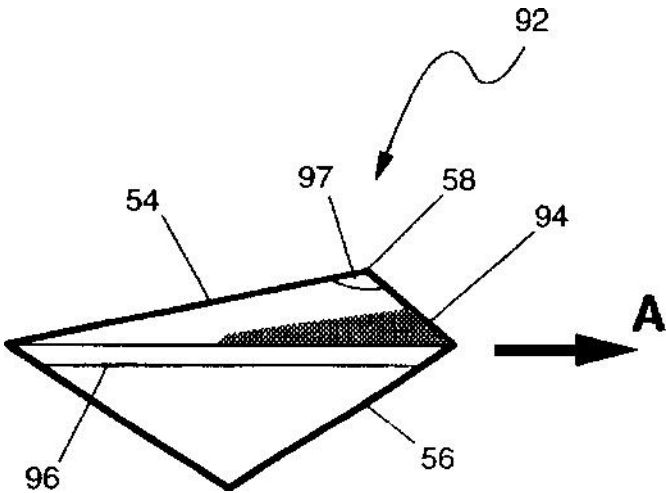


图 7A

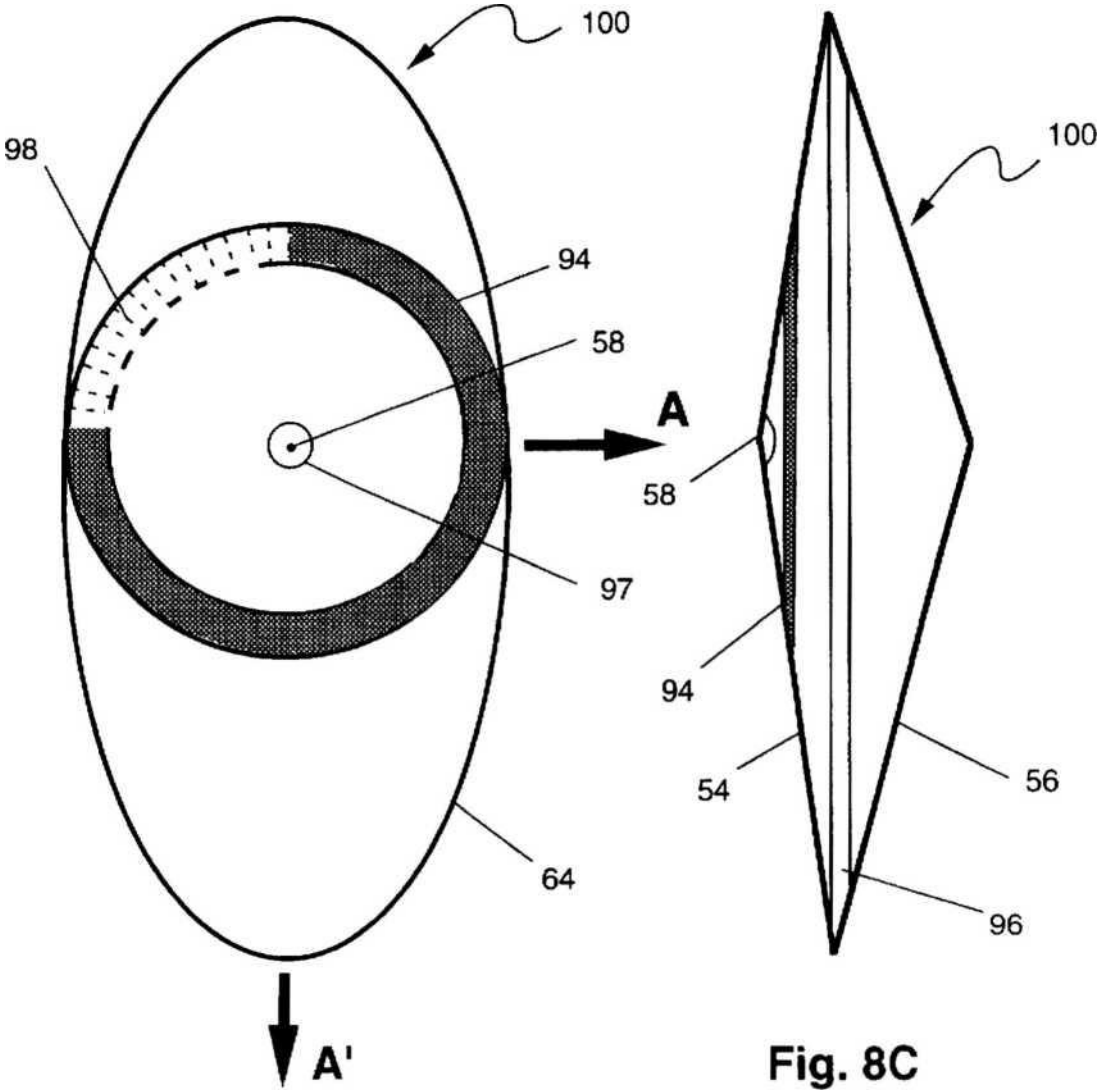


Fig. 8B

Fig. 8C

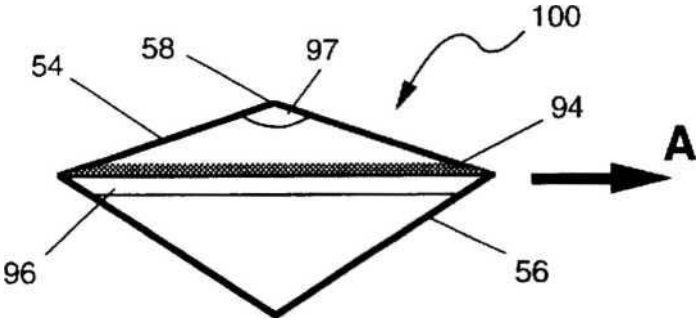
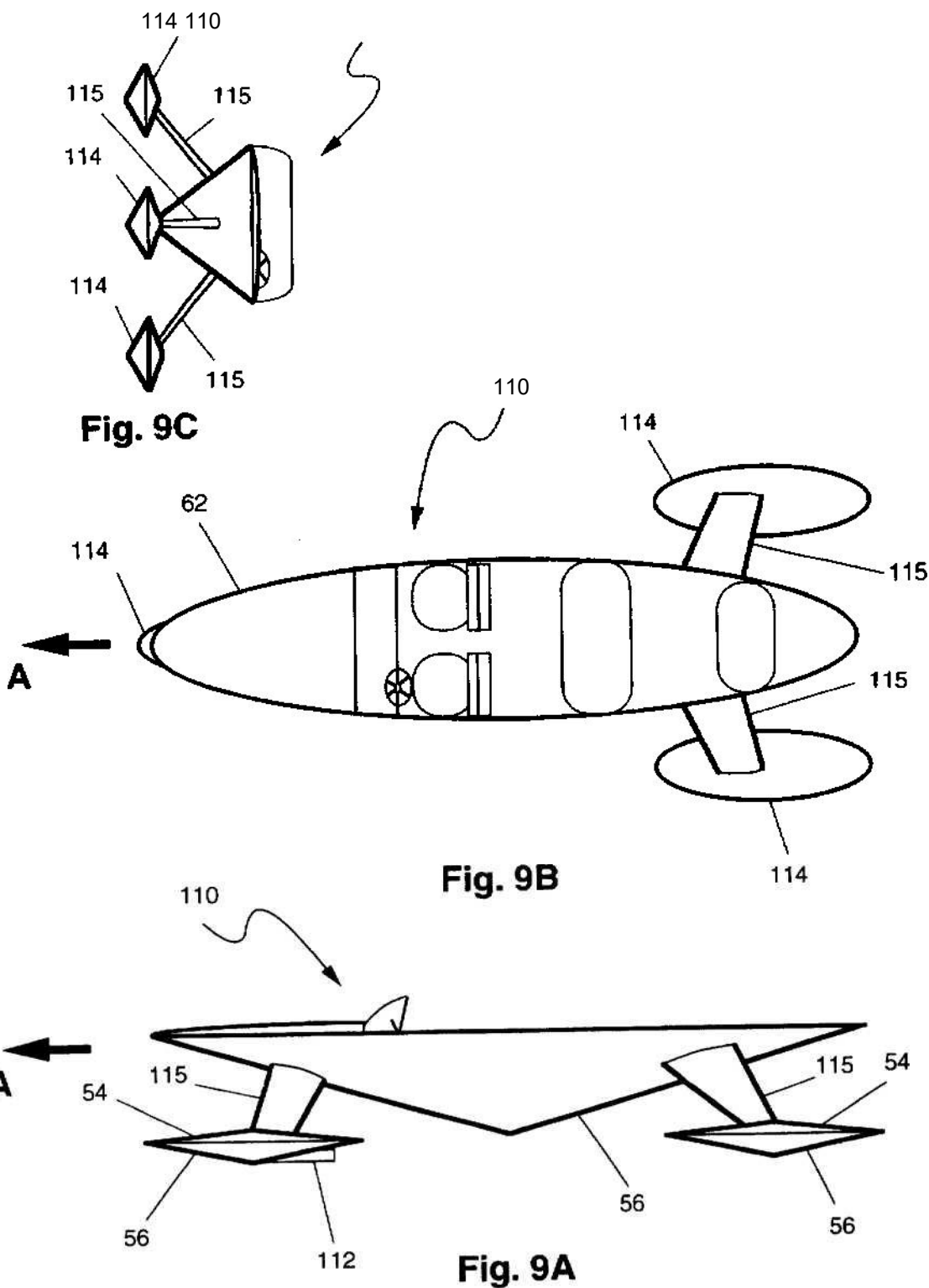


Fig. 8A

QQ475725346
ONE OR ET



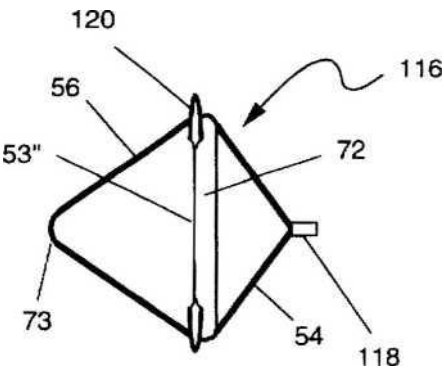


Fig. 10C

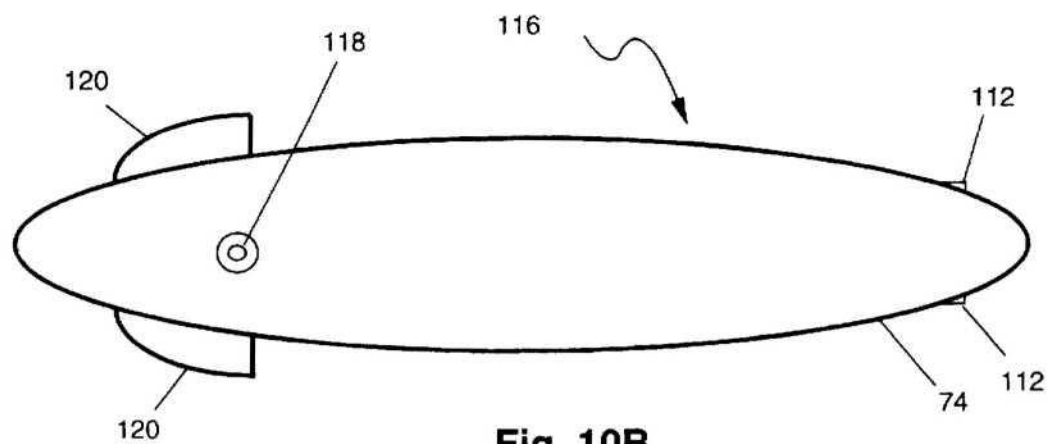


Fig. 10B

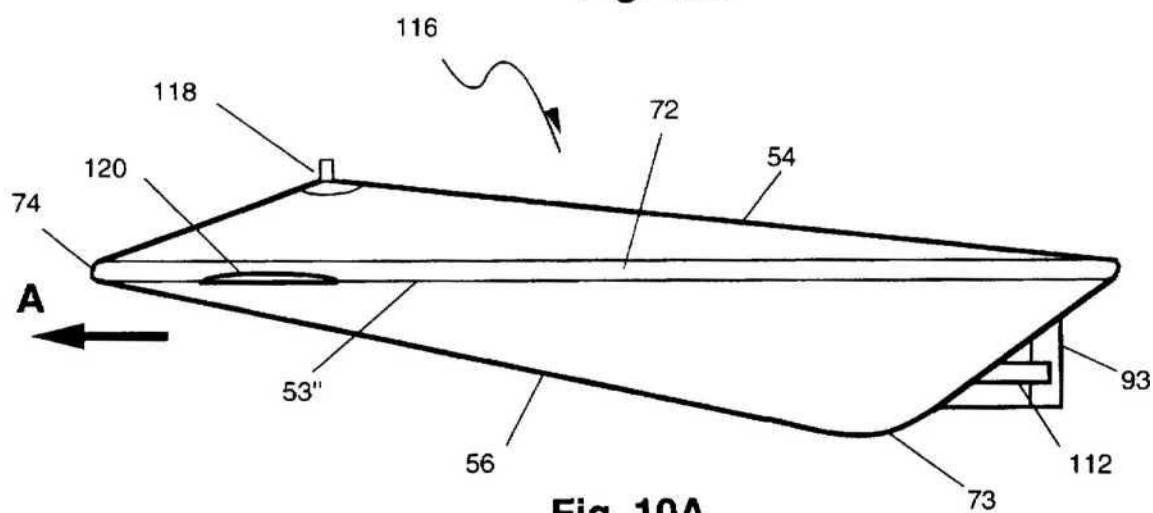


Fig. 10A

QQ475725346
ONE OR ET

12

飞机和船舶通用流体动力学

背景—发明领域

本发明涉及空中或水上交通工具或飞行器。具体涉及一种弦比也高于超音速巡航飞行的最佳展弦比。让起飞和车辆主体的构造，其不仅提供乘客和货物容量，还提供减小降落变得实际。这些超音速飞机还必须以亚音速爬升到巡航高度，以防止冲击波地面效应，并且它们必须以增加燃料消耗为代价来做到这一点，因为机翼相对较低的展弦比导致爬升时由于升力而增加阻力。

背景—前 10 项的描述

艺术

未来的超音速军用和商用飞机将要求在亚音速时具有高飞行中进行修改，从而优化飞机的低速和高速性能。水平的升力效率和最小的气动阻力。跨音速。和超音速。目在机动条件下。低速和超音速机翼的设计利用可变弯前的飞机设计理念在满足多种工作条件下性能最大化的要度装置，如前缘和后缘襟翼。相当成功。以超音速飞行。然而。前缘襟翼在性能上只获得了很小的好处。设计用于为机翼轮廓或翼型提供可变凸度的装置还具有设计复杂性增加的额外缺点。体重增加。和可用容量的损失。满足所需机动条件的另一种方法是研制方案之间。亚音速飞行包括起飞。攀登。下降。和着陆操作。一种固定外倾角的机翼。一般。这些机翼设计在其设计升力条件下获得了成功。但是在较低的升力条件下设计。趋势是倾向于具有长跨度和窄弦长的机翼平面形状。受到了严重的弯度阻力损失。已经提出了通过对机翼其中弦是机翼从前缘到后缘的宽度，平面形状定义为从上方翼型的三维上表面和下表面进行造型来减轻这些缺点观察时的机翼或飞行器外形。此外，设计用于低速运行的机中的一些的技术，例如。在美国专利中。编号 5.112.120。翼通常很少。如果有有机翼后掠角。使得机翼的前缘通常垂直日期是 5 月 12 日。1992.伍德等人。然而。这些技术于飞行方向。传统的亚音速机翼设计通常具有钝的前缘和相局限于通过改进传统翼型技术获得的局部性能增益，对较厚的翼型(从侧面看时机翼的横截面形状)。这种现有技术这对制造和生产成本有显著的不利影响。

矛盾主要存在于亚音速飞行的原理和超音速巡航设计的容量的损失。满足所需机动条件的另一种方法是研制方案之间。亚音速飞行包括起飞。攀登。下降。和着陆操作。一种固定外倾角的机翼。一般。这些机翼设计在其设计升力条件下获得了成功。但是在较低的升力条件下设计。趋势是倾向于具有长跨度和窄弦长的机翼平面形状。受到了严重的弯度阻力损失。已经提出了通过对机翼其中弦是机翼从前缘到后缘的宽度，平面形状定义为从上方翼型的三维上表面和下表面进行造型来减轻这些缺点观察时的机翼或飞行器外形。此外，设计用于低速运行的机中的一些的技术，例如。在美国专利中。编号 5.112.120。翼通常很少。如果有有机翼后掠角。使得机翼的前缘通常垂直日期是 5 月 12 日。1992.伍德等人。然而。这些技术于飞行方向。传统的亚音速机翼设计通常具有钝的前缘和相局限于通过改进传统翼型技术获得的局部性能增益，对较厚的翼型(从侧面看时机翼的横截面形状)。这种现有技术这对制造和生产成本有显著的不利影响。

术的翼型在机翼表面上引起压力分布。需要产生所需的升已经进行了进一步的尝试，以使飞机的机翼结构能够在飞行中进行修改，从而优化飞机的低速和高速性能。能。比如。相对于飞机机身整体转动机翼。以便在起飞时能与机身成直角。着陆。和低速飞行，然后作为一个单元枢转，使得它是倾斜的，一侧向前扫掠，另压相等。基本上取决于翼型的纵横比。定义为翼展除以表面一侧以高速向后扫掠。编号 3.971.535。日期为 7 月积的平方。所以。显而易见的是，与使用相同平面面积的短 27 日。1976 年给琼斯。据报道，与三角翼布局的飞机而宽的机翼相比，长而窄的机翼能够产生大得多的升阻比。相比，具有斜翼能力的飞机在 1.4 马赫以上的所有空使用大展弦比机翼的优点是，着陆和起飞所需的迎角处于范气速度下都有较高的升阻比。与三角翼布局相比，直围的低端。因此，起飞和着陆速度低于 55° 小展弦比机翼的翼布局在起飞过程中产生的噪音和空气污染更少，因速度。从而允许相对较短的起飞和着陆。以及低速爬升到高为据报道，起飞功率要求仅为三角翼设计所需的 25%。

空。此外。由升力引起的阻力也处于光谱的低端。从而为亚尽管斜翼飞行为要求以超音速飞行的飞机提供了音速巡航提供高的空气动力效率，并在起飞和着陆期间提供改进的性能。存在几个缺点：低功率要求。转动机翼需要一个重要的结构机制。

然而，对于超音速和超音速飞行。高后掠机翼被认为是更独立的机身部分。对飞机重量和阻力有相应的影响。好的，因为空气动力阻力可以大大降低。并且还可以获得其乘客和货物都需要。和他优点。比如。甚至在高空亚音速 65 巡航时。大后掠翼飞偏斜机翼性能的好处似乎仅限于大约 0 至 70 度范围机在发展大后掠翼飞机的同时，发展了相对较低的阻力系数内的偏斜角度。

已经提出了一些技术来减轻这些与斜翼飞机相关的缺点。为

禁止转载

34

例如,在美国专利中。1989年6月6日授予克里斯威尔的第4,836,470号专利提出了一种可旋转的飞翼,尽管除了平面形状之外,机翼的构型是未定义的。如果没有空气动力学高效的机翼配置,严重的性能损失将抵消可旋转飞翼概念的任何优势。此外,美国航空航天研究所(AIAA)论文AIAA 92-4220沃特世等人在。和AIAA 92-4230,在1992年8月24-26日的AIAA飞机设计系统会议上发表。讨论斜全翼飞机和斜翼超音速运输机方案的结构和空气动力学考虑。据报道,在1.6马赫的设计巡航速度下,斜置全翼飞机的基本性能是极好的。尽管与典型的后掠翼或三角翼飞机相比,斜置全翼飞机表现出了改进的性能,但是将乘客和货物空间融合成具有传统翼型结构的机翼的现有技术存在显著的缺点。这些常规倾斜全翼飞机的缺点包括:

空气动力学性能优势被限制在大约70度的最大后掠角或倾斜角。一些专家估计这个后掠角相当于2.0马赫的实际飞行速度上限。

倾斜全翼飞机必须非常大,估计大到足以容纳400多名乘客,以便作为客机进行实际操作,并实现优于在传统圆柱形机身中运载乘客和货物的倾斜翼飞机的性能优势。由于机翼在起飞和着陆时都以斜角定位,这取决于驾驶舱的位置,飞行员可能会经历非常规的视觉提示,飞行员从驾驶舱的能见度将比亚音速运输机现在的能见度低得多。

倾斜全翼飞机的结构设计将比常规飞机构型更复杂,并可能明显偏离传统飞机设计实践,特别是:

- 利用翼展上独特的重量分布来适应飞行和滑行弯矩。
- 在矩形客舱段而不是传统的圆柱形机身型飞机中提供增压客舱环境,以及
- 整合飞机飞行控制特性,满足倾斜全翼布局和工作姿态所特有的飞机配平约束。

实现倾斜全翼飞机气动性能优势所需的相对较高的展弦比值往往会加剧与气动弹性效应相关的飞行稳定性、配平和控制问题,如机翼因气动而偏转时升力分布的变化。

许多亚音速飞机构型已经被开发出来以满足独特的功能需求,包括能够垂直起飞和着陆的飞机。直升机提供直接升力能力,但在巡航速度下气动效率相对较低,巡航速度也受限于相对较低的亚音速范围。喷气式飞机,使用喷气排气的推力矢量控制来实现垂直起飞和着陆,以及倾转旋翼V-22鱼鹰飞机是设计来减轻直升机巡航性能缺点的飞机的例子。

然而,高速性能的改进是以牺牲垂直起飞和着陆性能或飞机重量和复杂性为代价的。提高垂直起降飞机巡航性能的其他尝试包括具有带旋转外环的圆形平面形状的飞机。旋转外环采用叶片或叶片提供升力,旋转环作为陀螺仪提供车辆稳定性。这些圆形平面飞机的例子在1995年1月25日的《航空航天日报》第22404号文章中有所报道,并在美国专利中有所描述。5,064.143号。日期为4月19日。1989年,到布赫。陀螺稳定性是一个新的特点,但。如果空气动力学性能没有显著改善,飞机增加的重量和复杂性就很难证明是合理的。

在航空母舰上使用的传统有翼飞机通常包括复杂而沉重的机构,用于折叠机翼部分以提高存储效率

卫星和宇宙飞船主要依靠多级。实现轨道或航天飞行的一次性运载火箭。美国宇航局的空间运输系统(STS)轨道器和太空舱主要用于太空飞行中需要载人的地方,返回地球是必不可少的。消耗性硬件的巨大成本,甚至与STS轨道飞行器相关的消耗性硬件,促使了对单级入轨(SSTO)运载火箭的研究。材料和推进技术的进步现在被用来发展SSTO的设计理念。尽管大多数SSTO飞行器的构型是基于垂直发射时的火箭发动机推力和着陆时的空气动力升力,但至少有一个概念是在起飞和着陆时都依赖于火箭发动机推力。在发射过程中使用火箭发动机来提供升力通常需要一些准备工作,以至少抛弃大部分在发射过程中被清空的火箭发动机推进剂贮箱。在着陆过程中使用火箭发动机推力进行提升的SSTO运载工具必须在发射、上升和离轨阶段携带着陆推进剂,从而降低运载工具的有效载荷能力。在起飞和着陆过程中,火箭发动机不仅会产生高噪音,还会产生不利的结构动态环境,有效载荷和任何乘客都必须能够承受。

潜水船只,例如潜艇,通常基于大致圆柱形的主体进行配置,以最小化前部区域,并根据需要增加附件,以满足功能要求,例如操纵塔、推进系统和潜水控制。通常,流体动力效率的设计是在潜水船只的尺寸和形状确定后纳入的,以满足内部容量、配置和功能要求。这些性能效率特征通常限于角部的大量倒圆和附件的整流罩,以最小化车辆在水中行驶时的阻力或流体动态流动阻力。

水翼船被设计成在静止和非常低的速度运行时漂浮在车辆主体上。在过渡到高速运行期间,船艇主体升起,直到船艇乘坐在通常设计为在水面上滑行的水翼上。这种表面效应操作特征倾向于将水上滑行限制在相对平滑的水面条件下。此外,除非水翼船是可伸缩的,否则会增加重量和复杂性

禁止转载

船艇、加长水翼和支撑支柱在低速运行时会显著降低船艇的性能。

目标和优势

因此，本发明的几个目的和优点是改善飞机的亚音速和超音速空气动力学性能，降低噪音和空气污染，特别是在高性能飞机和航天器运载火箭的起飞阶段，并降低设计成在水或液体环境中运行的运载火箭的流体动力阻力。气动性能的优势包括改善飞机俯仰和滚转方向的稳定性，以及在整个工作状态下更大的升阻比。本发明提供了一种通用流体动力体，该流体动力体根据需要适应各种平面形状，以满足乘客或货物功能、空间或容量以及操作要求。

通过考虑附图和随后的描述，本发明的其他目的和优点将变得显而易见。

绘制图形

图 1A 是根据本发明的通用流体动力体的侧视图，示出了锥形上段和下段

图 1b 是图的俯视图显示基线配置的圆形平面形状的 1A 体。

图 2A 是一个通用流体动力体的侧视图，显示了被修剪的锥形上段和下段的侧面，从而减少了前部面积。

图 2B 是无花果的俯视图 2A 身体显示图的圆形平面形状 IB 修剪成椭圆形平面形状，然后进行修改，以便在锥形上段和下段的修剪边缘之间形成平滑过渡。

图 2C 是图 2A 和 2B 的主体的正视图 2A 和 2B 展示了修整侧壁的效果。

图 3A 是通用流体动力体的侧视图，其中圆锥形上段和下段与一个公共基面相交，从顶部看，该基面的平面形状或轮廓为椭圆形。

图 3B 是无花果的俯视图 3A 显示了椭圆形平面形状的主体，其限定了圆锥形上段和下段的公共基面。

图 3C 是图 1 和 2 的主体的正视图 3A 和 3B。

图 4A 是通用流体动力体的侧视图，其中圆柱形部分被插入圆锥形上段和下段之间，然后被修改以结合圆锥形上段和下段之间的平滑过渡。

图 4B 是图的俯视图 4A 主体显示了在合并圆锥形上段和下段之间的平滑过渡之前和之后增加的圆柱形部分的椭圆形平面构型。

图 4C 是图 4A 和 4B 的主体的正视图 4A 和 4B。

图 5A 是通用流体动力体的侧视图，其中上圆锥段的顶点位于前方，而下圆锥段的顶点位于后方。

图 5B 是无花果的俯视图。图 5A 示出了椭圆形平面形状的主体，该主体被选择来说明圆锥形上段和下段顶点的前后移

动。

图 5C 是图 1 和 2 的主体的正视图图 5A 和 5B。

图 5D 是图的局部侧视图图 5A 示出了截短圆锥形下段 5 页点⁵⁰效果。

无花果。6A 到 6C 是边。顶部。和前视图，其中圆锥形上段和圆锥形下段的上段旋转到起飞位置。

无花果。6D 和 6E 分别是附图的侧视图和俯视图 6A 到 6C 超音速飞机，显示了扩展下部和增加传统的 15 升⁵⁶舵和方向舵气动控制系统的选择。

无花果。6F 到 6H 是侧面。顶部。和前视图 6A 至 6C 飞机，显示了圆锥形上段和圆锥形下段的上段在起飞 210 位置⁵⁸完全旋转到高速飞行方位之间的过渡。

无花果。图 6I 是图 60 和 61 所示飞机的立体图 6F 到 6H。

无花果。6J 至 6L 分别是附图的侧⁵⁹图、俯视图和正视图 A 至 6C 飞机，显示圆锥形上段和圆锥形下段的上段完全旋转到高速飞行方位。

无花果。7A 到 7C 是侧面。顶部。和正面高度⁵⁹分别是亚音速飞机的视图，它体现了通用流体动力体，其中一个外环压气机和推力矢量控制系统用来提供垂直起飞和着陆能力以及回转稳定性。

无花果。图 8A 至 8C 分别是图 8A 和 8C 的超音速版本的侧视图、俯视图和正视图 7A 至 7C 飞机，其中大展弦比平面用于低速飞行，然后飞机旋转到小展弦比平面用于超音速飞行。

无花果。图 9A 至 9C 分别是水上飞机船艇的侧视图、俯视图和正视图，其中通用流体动力体配置具有大致椭圆形的平面形状。被用作三脚架提升 45 个主体，并且锥形下段被用于船艇主体。

无花果。10A 到 10C 是边，顶。和前视图，其中采用了具有大致椭圆形平面形状和圆柱形中心部分的通用流体动力体结构，以提高液体环境中的流体动力效率。

附图中的参考数字

50	通用流体动力体
52	圆形平面形状
53	公共基面
53'	圆柱体顶部
53"	圆柱体底部
54	锥形上段
56	锥形塔段
56'	锥形塔段的上部
56"	锥形塔段的塔段
58	圆锥形上段顶点
60	圆锥形下段顶点
62	修剪过的椭圆形平面。
64	新椭圆平面

- 66 第二单流体动力体
- 68 第三通用流体动力体
- 70 交替平面形状
- 71 第四通用流体动力体
- 72 圆筒
- 73 截顶的圆形表面
- 74 圆柱体的圆形侧壁
- 80 超音速运输机
- 82 截断平面
- 84 进气口
- 86 起落架系统
- 88 界面轴承
- 89 下部延伸
- 90 公共垂直轴
- 91 传统电梯系统
- 92 垂直起降飞机
- 93 传统舵系统
- 94 进气系统
- 95 空气动力学操纵面
- 96 推力矢量控制系统
- 97 战场
- 98 压缩机系统
- 100 超音速垂直起落飞机
- 110 水上飞机型船只
- 112 水上飞机船只推进系统
- 114 三脚架元件
- 115 支撑支柱
- 116 潜水船只
- 118 指挥塔
- 120 潜水飞机

摘要

根据本发明，我提供了一种独特的车身构造，其提高了在流体环境中运行的车辆的性能效率和稳定性。基本车身外形可以想象为两个具有公共基面的圆锥体，两个圆锥体在公共基面上的交点定义了车辆的平面形状。在优选实施例中，圆锥形上段的高度。从顶点顶端到底面大约是圆锥形下段高度的三分之二。也是从圆锥形下段顶点的顶端到公共基面。具体来说。测试结果表明，具有这种独特机身结构的飞机或船只空中或水中向前运动时，阻力相对较小。导致更低的能量需求和更少的噪声。尤其是在飞机起飞和爬升期间。测试结果还证明了这种独特的机身结构固有的稳定飞行。

通用流体动力体描述 1A 到 5C

无花果。图 1A 至图 1c 定义了根据本发明的通用流体动力基线配置由通用流体动力体 50 示出。在图 1a 和 1b 中显示为具有圆形平面农场 52。主体 50 包括大致为 65° 的圆锥形上段 54 和倒置的大致圆锥形下段 56。锥形上段和下段 54

体的基线配置，以及通过修改基线以提供独特的功能或性能而定义的三种 alternate 配置。这四种配置中的每一种都将在以下章节中介绍。

基线通用流体-动态体-图 1A 和 IB

56 接合并由平面 52 限定的公共基面 53 处连接。圆锥形上段 54 的高度 h” 定义为从公共底面 53 到圆锥形上段顶点 58 的垂直距离。圆锥形下段 56 的高度 hL 被定义为从公共基面 53 到圆锥形下段顶点 60 的垂直距离。段 54 的高度 hu 通常小于段 56 的高度 h^。在优选实施例中。段 54 的高度 hu 在段 56 的高度 hL 的二分之一到五分之五(Cdr/e)的范围内。线段 54 从顶点 58 到底面 53 向下倾斜，与底面 53 形成角度 9。在优选实施例中，角度 6U 在 2 度到 10 度的范围内。段 56 从顶点 60 到底面 53 有一个向上的斜坡，与底面 53 形成一个角度 0L。在优选实施例中。角度 0L 在 3 度到 18 度的范围内。

在图 1 和 2 所示的通用形式中 1A 和 IB。主体 50 适合用作飞机或船只。主体 50 的前视图和后视图与图 1 所示的侧视图相同 1A。

从主体 50 的对称性可以看出。体现这种结构的车辆或飞行器在任何横向或反向运动时都同样有效。以及图 1 所示的前进方向 IB。然而。功能设计特征。例如推进系统和姿态控制系统。在两个图中都没有示出 1A 或 IB。将典型地指示优选的向前操作方向。

以适应所需应用的功能要求。各种尺寸。包括高度和平面面积。可以为主体 50 选择。这些尺寸可以从微型固体射弹到能够运载数百名乘客的巨型飞机。常规生产方法。优选采用注射或浇注成型工艺制造大量产品，或者采用车床车削和铣削技术制造较大尺寸和较小数量的产品。可以用来制造主体 50 的固体抛射体形式。玻璃纤维生产技术。目前用于冲浪板生产。直接适用于制造用作冲浪板的主体 50。对于需要内部空间来容纳乘客和货物的较大版本的机身 50，建议采用传统的半硬壳式结构设计和构造技术。半硬壳式结构由一个相对较薄的外壳组成，根据需要连接有加强件，以帮助抵抗内部压力和外部压缩或倒塌载荷。直接适用于车身 50 生产的传统结构设计和生产方法包括使用复合材料技术以及铝外壳结构。特别是对于飞机和宇宙飞船的应用。纵梁或加强筋。例如铝梁构件(未示出)。从顶点 58 和 60 的区域延伸到平面 52 周边的圆周构件(未示出)。为形成半硬壳式结构的外壳或表层材料提供主要支撑结构。圆周支撑环(非活塞)。径向间隔开并连接到纵梁上。与外部皮肤覆盖部分 54 和 56 一起提供额外的强度和刚度。以形成完整的基本结构。

第二通用流体-动力体-图 2A 至 2C

无花果。2A。2B。和 2C。是一边。顶部。和正面视图。分别。第二通用流体动力体 66

一件或一套

9 10

这提供了较低纵横比的平面形状，而不会分⁹影响上段 54 和下段 56 的倾斜角 θ 和 θ 。为了生产主体 66，圆形平面 52，如图 1 所示 2B 被修剪成椭圆形平面形状 62。椭圆形平面形状 62 然后通过对主体 66 的 5 个修剪边缘进行光顺来修改。导致新的椭圆形平面形状 64。

第三通用流体-动力体-图 3A

穿过 3C 到

除了修剪圆形平面形体之外，还可以使用其他技术为备选平面形体提供通用流体动力体。例如，图 3A.3B. 和 3C 并列第一。和端视图。主体 68 包括圆锥形上段 54 和倒圆锥形下段 56，它们相交并连接在由交替平面 70 限定的公共基面 53 上。圆锥形上段 54 的高度 h ” 定义为从公共底面 53 到圆锥形上段顶点 58 的垂直距离。圆锥形下段 56 的高度 h 被定义为从公共底面 53 到圆锥形下段顶点 60 的垂直距离。段 54 的高度 h ” 通常小于段 56 的高度 h_L 。在优选实施例中，段 54 的高度 h_u 在段 56 的高度 h_t 的一半至六分之五的范围内。由于非圆形平面形状，在上段 54 和下段 56 的相交处，上斜坡和下²⁰坡为 0° 和 0° 。分别围绕平面形状 70 的周边变化。然而，在优选实施例中，角度保持在 2 度至 10 度的²⁰范围内，角度 0L 保持在 3 度至 18 度的范围内。

第四通用流体-动力体-图 4A²⁵
到 4C

主要依靠浮力而不是流体动力升力来进行垂直支撑的车辆或船只通常被设计成提供更多的可用内部容积和更少的外部湿表面积。这可以在不显著牺牲主要性能优势的情况下实现。例如，主体 68。如图 2 和 3 所示 3A.3B. 和 3C 可被进一步修改以产生第四通用流体动力体 71，如图 2 和 3 所示 4A, 4B. 和 4C。这是通过在锥形上段 54 和倒锥形下段 56 之间插入一个圆柱体 72 来实现的。从而分别为段 54 和 56 产生单独的基面 53’ 和 53”，并分别用作圆柱体 72 的上端和下端。气缸 72 的侧壁 50 然后与上段 54 和下段 56 一起形成圆形侧壁 74，用于改善流体动力性能和增加压力容器的结构能力。

对于图 1 和 2 所示的所有通用²⁵流体动力体结构，圆锥形上段顶点 58 和下段顶点 60 通常显示在同一站平面上 1A.2A.3A. 和 4A。但是，出于设计或性能考虑，例如，满足功能要求或偏好，²⁵高横向稳定性，

调整空气动力压力中心，使其更好地对准车辆重心，或 65°。增强压力载荷如伍德专利中所建议的，顶点 58 和 60 可以位于前方或后方。一起或独立地，如图 1 和 2 所示 5A。

5B. 和 5C 用于第三主体 68。同样，顶点 58 或 60 可以被截断，如图 2 所示如果希望满足几何或功能偏好，例如增加飞机的离地间隙，而不延长起落架系统(未示出)的高度或长度，则段 56 为 5D。大致弯曲的表面 73。如图所示 5D。可以在截头圆锥形下段 56 的外表面中形成流线型，以在截头表面的区域中保持平滑的流体动力流动。

车辆描述和操作 6A 通过国际奥委会。

以下各节定义了通用流体动力体特征在飞机和船只中的实现，如图 1 和 2 所示 6A 穿过 10C。还包括通用流体动力体的优选实施例的相应操作描述。

超音速运输机和单级入轨
飞机-无花果 6A 至 6L

对超音速飞机更好的经济性和更低的新要求要求在这种飞机的设计中有一个不同的概念。解决这些经济和噪声目标的通用流体动力体的优选实施例由图 1 和 2 中的超音速运输机 80 示出 6A。图 6B 和 6C 分别是侧视图、俯视图或平面图和正视图。截断平面 82 将段 56 分成上部 56’ 和下部 56”。上部 56’ 和下部 56” 能够围绕垂直于截断平面 82 的公共垂直轴 90 相对于彼此旋转。上部 56’ 和下部 56” 之间的结构³⁰连续性由界面结构装置提供，例如图 1 所示的界面轴承环 886B，带有未示出的控制系统，用于相对于下部 56” 旋转上部 56”。垂直支撑装置 86，例如图 1 和 2 所示的可伸缩起落架系统 6A 和 6C。是为起飞和降落准备的。为了最小化对飞机空气动力学性能的不利影响，传统的推进系统，而不是 ³⁰diown，优选集成在下部 56” 内。推进系统(例如喷气发动机)的位置由图 1 所示的进气口 84 表示 6C。

未示出的常规姿态控制系统，例如推力矢量控制或空气动力学控制表面 95。被集成或附加到段 54 和部分 56’ 和 56” 中。这些在飞机 80 起飞、飞行和着陆期间提供俯仰、偏航和滚转控制。

部分 56” 的后部或下游部分的延伸部分 89。例如图 1 和 2 所示 6D 和 6E。是一种替代配置，以支持传统的升降舵系统 91 和传统的方向舵系统 93，用于附加的空气动力学控制，特别是在起飞、着陆和低速飞行期间。传统的液压、气动、推进、电气和航空电子系统、货物和乘客舱以及驾驶舱特征(未示出)根据需要增加，以满足飞机 80 的功能要求。

飞机 80 的起飞、初始爬升和着陆构型在图 1 和 2 中示出 6A、6B 和 6C。该设计充分利用了大展弦比布局中高效的低速性能、降低的噪音和提高的升力能力。在起飞期间，飞机 80 行进

QQ475725346
禁止转载

11 12

沿方向 A 加速，直到空速足以达到所需的气动升力。飞机 80 的俯仰姿态随后被调整到起飞的预定迎角。

起飞后。起落架系统 86 缩回。攀登期间。部分 54 和部分 56' 相对于部分 56'' 逐渐旋转。如图 2 和 3 所示 6F。6G。和 6H。随着高度和空速的增加，优化空气动力性能效率。飞机 80 的等距视图。段 54 和上部 56' 相对于下部 56'' 旋转。如图 2 所示因为飞机 80 处于爬升阶段。

在高亚音速时。在从亚音速到超音速(跨音速)运行的过渡过程中。以及超音速和高超音速飞行速度。飞行器 80 的段 54 和上部 56' 通常与下部 56'' 成一直线旋转。如图 2 和 3 所示 6J。6K。和 6L。以获得最高的性能效率和最小的音爆或冲击效应。在以增加升降舵 91 和方向舵 93 为特征的优选实施例中。收缩装置。未显示。用于在上部 56' 和分段 54 完全旋转并锁定在高速飞行位置之后，将升降舵系统 91 和方向舵 93 折叠和收回到上部 56' 中。随着高度和空速的增加。飞机 80 作为单级入轨(SSTO)或航天器运载工具运行。在有形大气之上的高度。那里的空气呼吸引擎是无效的。火箭推进系统。未示出，但优选位于飞机 80 的结构外壳内。用来提供推进推力。

下降过程中。分段 54 和上部 56' 朝着起飞构型逐渐向后旋转，如图 5 和 6 所示 6F。6G。和 6H 用于下降。然后进入图 1 和 2 所示的位置 6A。6B。和 6C 用于着陆方位。

垂直起飞和着陆飞机 7A 至 8C

垂直起降飞机 92 是用于亚音速和悬停型应用的通用流体动力体的优选实施例。无花果。7A。7B。和 7C 是侧面。顶部或平面。和正面视图。分别是飞机 92。圆形平面 52 被选择用于主要用于低速和悬停类型操作的飞机。驾驶舱 97 位于顶点 58。其位于向前的位置以增强飞行员的视野并改善进气系统 94 的冲压空气性能。向前飞行时。使用推力矢量控制系统 96 来引导来自单级或多级压缩机系统 98 的排气流以产生必要的升力，从而实现垂直起飞和着陆。压缩机系统 98 的旋转环还提供回转力，以增强垂直起飞和着陆期间的稳定性控制。向前飞行时。空气动力学操纵面。未显示。增加音高。偏航。和控制系统 96 的侧倾控制力。起飞前和着陆后。垂直起降飞机 92 的垂直支撑是由一个传统的可伸缩着陆舱系统提供的。未显示。在向前飞行操作中。垂直支撑主要来源于作用在分段 54 和 56 上的空气动力。推进系统产生的能量。未显示。几乎专门用于向前推进。直接或通过压缩机系统 98 和控制系统 96。

超音速垂直起落飞机 100 的优选实施例。设计用于跨音速和超音速飞行速度。采用大致椭圆形的平面形状 62，以利

用低速飞行期间的大展弦比空气动力性能，然后旋转到更有效的方位。类似于 SST 飞机 80。为了高速。跨音速。和超音速飞行操作。垂直起落飞机 100 在图 1 和 2 中示出 8A。8B。和 8C。哪些是边。顶部或平面。和正面视图。分别。飞行方向箭头 A 表示低速飞行方向，箭头 A' 表示高速。跨音速。和超音速飞行方向。垂直起落飞机 100 的操作类似于垂直起落飞机 92 的操作。除了上段顶点 58 通常位于平面形状 62 的中心，以在飞机 100 从低速位置旋转或转向大约 90 度到高速位置时，将顶点 58 通常保持在横向中心线上。垂直起落飞机 100 的旋转或转弯类似于上述飞机 80 的技术，如图 1 和 2 所示 6A 到 6L。

水上飞机船只-图 9A 到 9C

水上飞机型船只 110 的优选实施例。设计用于在水面上高速运行。船只 110 的主体采用大致椭圆形的平面形状 62，以利用行进方向上的低纵横比流体动力性能 9A。9B。9C 是哪边。顶部或平面。和正面视图。分别。三脚架装置用于提供水上飞机升力。三脚架元件 114 连接到支撑支柱 115 的下端。每个支柱 115 的上端连接到船只 110 的分段 56。在优选实施例中。第三通用流体动力体 68 配置用于三脚架元件 114，以通过减少前部面积来提高性能。三脚架元件 114 在过渡到高速操作期间提升船只 110，然后。以巡航速度。骑在水面上。传统的推进装置 112。例如螺旋桨或喷水系统。用于提供平移推力，并且可以包括转向系统。未显示。例如推力矢量控制或转动禁止转载三脚架元件 114 以提供船只 110 的方向控制。当三脚架元件 114 部分或完全浸没时，三脚架元件 114 的流体动力效率在低速操作期间为船只 110 提供了改进的性能。包括在恶劣水环境下的操作。船只 110 使用锥形下段 56 也在低速运行期间提供提升。随着船只 110 获得速度并上升以在水面上行驶而逐渐减小。

潜水船只-图 10A 通过 10C

潜水型船只 116 的优选实施例。设计用于主要在水面下操作。主体采用大致椭圆形的平面 74，以利用行进方向上的低纵横比流体动力性能 10A。10B。和 10C 在哪一边。顶部或平面。和正面视图。分别。水-60 飞行器 116 由图 1 和 2 所示的通用流体动力体特征的组合组成 4A。4B。4C。5A。5B。和 5C。圆柱段 72 插入段 54 和 56 之间，以增加可用的内部容积，并且圆柱 74 的圆形侧壁在段 54 和 56 之间提供流体 65 动态有效的过渡表面。分段 54 与分段 72 在圆柱体 53' 的顶部连接，分段 56 与分段 72 在

禁止转载

13 14

气缸底部 53”。段 54 的顶点 58 位于前方，以适应连接塔 118 的预定位置。分段 56 的顶点 60 位于船只 116 中心的后部，以改善方向控制并适应船只 116 后端货物高度增加的预定要求。截顶 73 的圆形表面也被结合以在船只 116 停靠在液体操作环境的底部时为船只 116 提供更宽的、因此更稳定的底部。传统的推进装置 112，例如螺旋桨或喷水系统，用于提供平移推力，并可包括转向系统(未示出)，例如推力矢量控制，以提供船只 116 的方向控制。采用传统的姿态控制系统，例如传统的方向舵系统 93 和传统的潜水飞机系统 120，来提供船只 116 的深度和方向控制。

操作理论

传统的飞机技术认为，在升力机翼或机身的给定展向截面上，翼型上的流场主要是二维的。这种方法将空气动力性能设计的重点放在机翼或升力体翼型上下垂直方向的气流和平行于飞行方向的气流上。然而，很少有人致力于通过在提升体周围的横向上引入一部分流体流来改善性能。我相信通用流体动力体性能效率的提高是三维流场效应的结果，其中一部分流体被允许围绕飞机和船只的上圆锥段和下圆锥段流动，以及在物体上方和下方流动，但不希望受此约束。

概要、分支和范围

因此，读者将会看到，各种配置可用于许多飞机、航天器和船只类型，以获得与这种通用流体动力体相关联的改进的性能效率和环境友好属性。此外，通用流体动力体具有以下附加优点，

体现通用流体动力体的全翼飞机不受基于传统翼型设计技术的倾斜全翼飞机所指示的 70 度倾斜或后掠角的实际上限 45 度的限制。通用流体动力体能够在整个 90 度后掠角范围内旋转，从起飞时的大展弦比方位(飞机平面椭圆主轴垂直于飞机飞行轨迹)到高速飞行方位(平面椭圆主轴平行于飞行轨迹)。这种增加的后掠角能力在起飞时提供了比三角翼飞机大约 25-55% 的性能优势。它还在爬升和巡航过程中提供了额外的性能增益，因为扫描角度被调整以优化性能并满足运行目标，包括降低噪音水平和避免人口稠密地区的音爆问题。飞机上部和下部锥形段的固有结构将：

扩展倾斜全机翼飞机的工作包线。
减轻结构潜在的不利气动弹性影响。

使驾驶舱位于上段或下段的顶点区域，以消除非常规的视觉提示和飞行员降低的与先前提出的倾斜全翼飞机相关的能见度，允许飞机质量或重量，包括乘客、货物和消耗品，更多地集中在飞机的中心，从而减小起落架的跨度，从而减小跑道宽度要求，以及

结合性能效率优势，简化先进复合材料结构技术的应用，增加开发真正的单级入轨飞机和运载火箭的可行性，同时带来环境优势，节省可消耗的硬件，并利用吸气式推进系统为起飞、着陆、爬升和可能的巡航提供整体性能改进。

一架 SSTO 飞机，体现了通用流体动力体，使用吸气式推进而不是火箭发动机起飞，将在发射或起飞区域附近提供降低的噪音水平。此外，由于相对良性的声学、振动和加速环境，它将允许有效载荷的不太坚固的结构设计和乘客更愉快的体验。

当通用流体动力体被用作水上飞机或摩托艇的水翼时，它比传统的水翼更能适应汹涌的水流条件。随着摩托艇速度的增加，船艇前缘过度上升 30° 的趋势也减少了。虽然潜水船只主要依靠浮力而不是流体动力升力来提供垂直支撑，但通过结合通用流体动力体的特点，性能效率得到了提高。

尽管本发明的基线身体配置被定义为具有公共基面的圆锥形上段和圆锥形下段，但是这种基线配置的修改是可行的，而不会对性能产生显著的不利影响。比如，

乘客、货物或操作要求可以通过圆锥段的上、下或两个顶点的前后定位来适应，车辆平面形状可以选择成满足预定的形状，

在建立上圆锥段和下圆锥段以在车辆周边的预定位置产生侧壁之后，可以修整平面形状。

圆锥段的顶点可以被截断。

侧壁与已建立的平面形状相一致的圆柱形部分可以添加在上圆锥形部分和下圆锥形部分之间，以在不影响平面形状的情况下增加内部体积，并最小化对浮力的影响，以及

传统的功能系统，例如推进系统，包括推力矢量控制装置、可伸缩起落架、姿态控制系统以及车辆电气、航空电子、液压和气动系统，可以在对车辆周围的流体流场干扰最小的情况下被结合。

尽管已经通过示例描述了本发明的优选实施例，但是本领域技术人员应当理解，在本发明的范围内，可以对所公开的实施例进行额外的修改。通用流体动力体在倒置方向或上下飞行的操作，使得上段高度 h_u 约为高度的%

禁止转载

下段高度 h_2 也在本发明的范围内。尽管上面的描述包含许多特性，但是这些特性不应被解释为限制本发明的范围，而仅仅是提供一些当前优选实施例的说明。例如，在上述说明中使用的平面形状通常都是椭圆形的，但是可以提供保持大致圆锥形的上部和下部主体结构的各种平面形状。传统功能系统，如：

螺旋桨式、喷气式和火箭发动机式推进装置。

姿态和方向控制的流体动力控制面和推力矢量控制系统

飞机和 SSTO 可重复使用航天器的起落架系统等。，以及

推进、材料、航空电子设备等方面的最新进展。适用于通用流体动力机构，具有更大的潜在优势。适用于建筑的各种材料。包括金属、木材、塑料和复合材料，例如玻璃纤维、碳纤维和碳环氧树脂，使得使用传统制造技术的建造变得容易。

因此，本发明的范围应该由所附权利要求及其法律等同物来确定，而不是由给出的例子来确定。

声称的是：

1. 一种通用流体动力飞机或船只主体，
包 括 :

30

- (a) 大致斜圆锥形的上段，其具有基部和顶点，以及
- (b) 大致斜圆锥形的下段，其具有基部和顶点，所述斜圆锥形的下段相对于公共底面倒置，并且在所述公共底面处连接所述斜圆锥形的上段，由此所述斜圆锥形的上段的所述顶点基本上位于所述公共底面上方，并且所述顶点
所述斜圆锥形下段基本上位于所述公共基面下方
40°。顶点彼此偏移。

2. 根据权利要求 1 所述的通用流体动力体，其中所述斜锥形上段的高度小于所述斜锥形下段的高度。

45

3. 根据权利要求 2 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述斜圆锥形上段的高度约为所述斜圆锥形下段高度的三分之二。

4. 根据权利要求 1 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述体的平面形状或轮廓与所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段在所述公共基面上的交点重合。

5. 如权利要求 1 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述体的平面形状或轮廓在纵向平面交点处是圆形的，并且所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段都在所述圆形平面形状处与所述公共基面相交。

6. 根据权利要求 1 所述的通用流体动力体，其中：

- a. 通过从所述主体的每一侧去除大约相等的部分，所述主体的所述平面形状被修整以缩小所述主体的 60° 宽度，并且

b. 所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段的所述修整过的边缘是圆形的，以形成连接所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段的光滑流体动力表面

7. 根据权利要求 1 所述的通用流体动力体，其中所述体的平面形状是椭圆形的，并且所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段都在所述椭圆形平面形状处与所述公共基面相交。

8. 根据权利要求 1 所述的通用流体动力体，其中：

a. 所述斜锥形上段的所述顶点被截断，并且所述斜锥形上段的所述截断的顶点边缘被倒圆以形成平滑的流体动力表面，并且

b. 所述斜锥形下段的所述顶点被截断，并且所述斜锥形下段的所述截断的顶点边缘被倒圆以形成平滑的流体动力表面。

9. 一种通用流体动力飞行器或船体，包括：

(a) 具有底部和顶点的大致倾斜圆锥形的上段。

(b) 大致圆柱形的中心部分，其具有下端或底面、顶面或上平面和多个侧壁，以及

(c) 大致斜圆锥形的下段，其具有基部和顶点，所述斜圆锥形的下段相对于与所述圆柱形中心段的公共基面倒置，并将所述斜圆锥形的下段的所述基部与所述圆柱形中心段的所述下端或基面连接，所述斜圆锥形的上段的所述基部与所述圆柱形中心段的所述顶面或上平面连接，由此所述斜圆锥形上段的所述顶点基本上位于所述圆柱形中心段的所述顶面或底面上方，并且所述斜圆锥形下段的所述顶点基本上位于所述圆柱形中心段的所述下端或底面下方，所述顶点彼此偏移，并且所述圆柱形中心段的所述侧壁被倒圆以在所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段之间形成平滑的流体动力过渡表面。

10. 如权利要求 9 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述斜锥形上段的高度小于所述斜锥形下段的高度

11. 根据权利要求 9 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述斜圆锥形上段的高度约为所述斜圆锥形下段高度的三分之二。

12. 如权利要求 9 所述的通用流体动力体，其特征在于，所述体的平面形状与所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段之间的所述平滑流体动力过渡表面重合。

13. 根据权利要求 9 所述的通用流体动力体，其中所述体的平面形状是圆形的，并且所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段均大致在所述圆形平面形状处与所述圆柱形中心段相交。

14. 根据权利要求 13 所述的通用流体动力体，其中：

a. 所述主体的所述平面形状被修剪，以通过从所述主体的每一侧去除近似相等的部分来缩小所述主体的宽度，并且

b. 所述斜圆锥形上段、所述圆柱形中心段和所述斜圆锥形下段的所述修整过的平面边缘被倒圆，以形成连接所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段的光滑流体动力表面。

17 18

15. 根据权利要求 9 所述的通用流体动力体，其中所述主体的平面形状是椭圆形的，并且所述斜圆锥形上段和所述斜圆锥形下段均大致在所述椭圆形平面形状处与所述圆柱形中心段相交。
16. 根据权利要求 9 所述的通用流体动力体，其中：

a.所述斜锥形上段的所述顶点被截断，并且所述斜锥形上段的所述截断的顶点边缘被倒圆以形成平滑的流体动力表面，并且

b.所述斜锥形下段的所述顶点被截断，并且所述斜锥形下段的所述截断的顶点边缘被倒圆以形成平滑的流体动力表面。

美国专利商标局
更正证书

专利号: 5, 730, 391 第 1 页, 共 2 页

日期: 1998 年 3 月 24 日

发明家: 小约翰·米勒

威廉·洛西

兹证明上述专利中出现错误, 特此更正上述专利证书, 如下所示:

在标题页上: 项目[56]

。第二栏, 在“其他出版物”下, 将 NACA TN 3183 标题中的“Arrwo 的 Sirfoil 截面”改为“Arrwo 的翼型截面”。

第 2 栏, 第 1 行; 将“所需电梯”改为“所需电梯”。

第 3 栏, 第 47、48 和 49 行; 将项目 b 缩进到与项目“a”和“c”相同的级别。

第 8 栏, 第 7 & 9 行; 将“高度 hu”改为“高度 h, ” (2 位)。

第 9 栏, 第 2 行; 将角度“0L”改为“0”。",

QQ475725346

禁止转载

更正证书

专利号 5, 730, 391
陈旧的 Mair- c h 24, 1998
发明家 小约翰·米勒
& Losey

第 2 页，共 2 页

兹证明上述专利中出现错误，特此更正上述专利证书，如下所示:

第 9 栏，第 51 行；将“然后雇佣”改为“然后公平”。

第 9 栏，第 67 行；重新定位“顶点 58 和 60 可能……”从新的一行开始，而不是第四个项目符号的延续。

第 12 栏，第 27 行；把“哪个是”改为“哪个是”。

第 13 栏第 64 行至第 14 栏第 18 行；将 5 个子项目符号缩排在主要项目符号“全翼飞机”下从第 13 列第 44 行开始。

第 15 栏第 59 行，将权利要求 6 中的“权利要求 1”改为“权利要求 5”。

签名并盖章

证明:

一九九八年六月二十三日

BRUCE LEHMAN

见证官员

('Paicnls 和 If-idemi 的 mmisHOnu 'h

禁止转载

美国专利^[i9]

络腮胡子

US005836542A
[二]专利号:

5 836 542

[45]专利日期:

1998 年 11 月 17 日

[54]飞行器 and 适用于这种飞行器的推进器发动机

[76]发明人: 戴维·约翰斯顿·伯恩斯, 布鲁姆霍尔城堡, 门特里, 克拉克马南希尔, FK11 7EA, 大不列颠

4, 824, 048 z/1^{^^}9 · 金
5, 312, 069 Bo^mger 和阿里 244/23 B
5, 337, 975 8/1994 Peinemann 244/538

外国专利文件

0580696 6/1992	单位苏联.....	244/23 摄氏度
383637 11/1932	联合国。	
554425 7/1943	联合国。	
569998 6/1945	联合国。	
788852 1/1958	联合国。	
1 319 428 6/1973	联合国。	
1 477 714 6/1977	联合国。	
1 545 072 5/1979	联合国。	
2227469 8/1990	联合国	244/12.2

其他出版物

[21]应用编号: 430, 721

[22]存档: 1995 年 4 月 28 日

[30]国外申请优先权数据

1994 年 4 月 28 日英国 9408394

[51] Int. Cl.6 B64C 39/06

[52] 美国 Cl 244/12.2; 244/123; 244/23° C;
244/23B; 244/74; 60/270.1; 60/257

[58]搜索范围 244/74, 12.1, 12.2,
244/12.3, 23 R, 23 C, 23 D, 23 B, 58,
36、15、62、53R; 60/270.1, 257, 258

凯尔西, “地面舰队防御用的吸气式推进”, 第 57-68 页,
约翰·霍普斯金技术代表, 1992 年 11 月。

主考官——盖伦·1·赤脚

律师、代理人或公司——里德& LLP 神父

[56]引用的参考文献

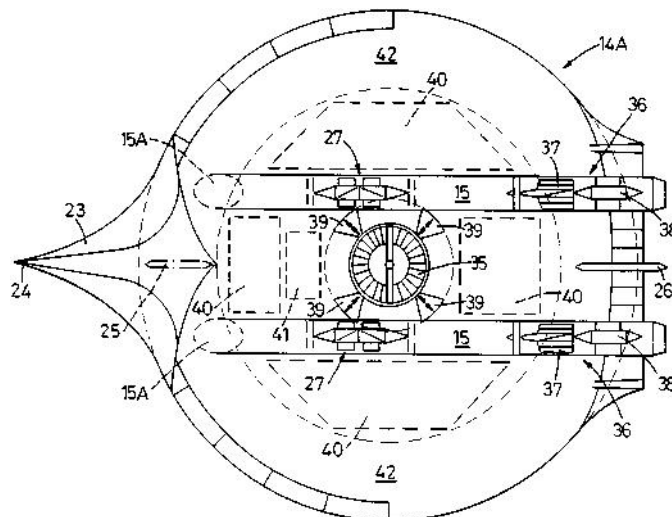
美国专利文件

1, 634, 167 6/1922 Wilson 244/58
1, 717, 552 64929 Dunn 244/58
1, 843, 926 2//192 MacCasle 244/12.3
1, 873, 505 8/H92 Siipa 244/36
戈达德号 60/257
2, 633, 703 4//^; 5 Tenny et all 60/270.1
2, 679, 137 54954 Pirobert 60/270.1
2, 729, 059 Fouee et all 60/270.1
2, 734, 699 24955 Lippisch 244/23 B
2, 735, 633 24955 曼宁 60/270.1
3, 013, 385 124966 Kerry et all 60/270.1
3, 066, 890 124992 价格 244/12.2
3, 127, 129 34964 佩特里
3, 157, 373 114994 年 5 月 et all 244/23 B
3, 261, 571 74966 素数 244/74
3, 279, 187 104996 landman 60/258
3, 514, 053 54977 McGrenness 244/12.2
沃顿等 60/270.1
4, 019, 699 44977 Wtersdoff 244/36
A 023 751 54977 珊杏德

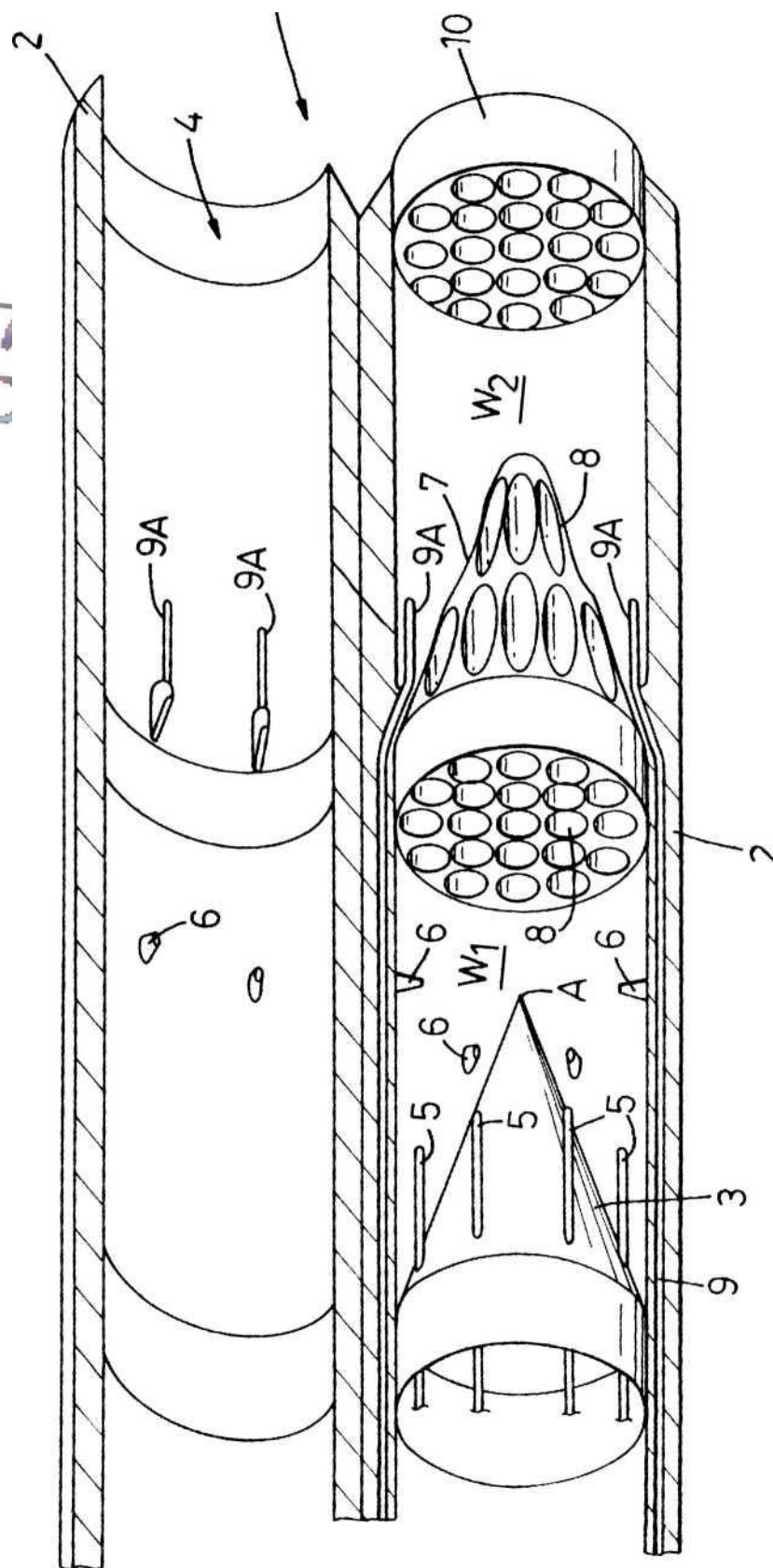
[57]摘要

一种飞行器(14)具有盘形主体(18, 20, 21), 该主体具有凸起的上表面(18)以提供升力。喷气或火箭发动机形式的发动机装置(1)在后部容纳在主体中, 而导管(15)从飞行器(14)前部的空气开口(15A)延伸穿过主体, 以便将空气引导至发动机装置(1), 例如用作发动机装置的冷却和/或燃烧空气。额外的推进器喷嘴(16A, 16B)可位于机身底部, 用于方向控制。在另一个实施例中(图 12), 电动机驱动的风扇(37)位于导管(15)中, 以形成导管风扇推进装置和用于飞行器(14A)向前略微下降运动的单元, 而更强大的喷气或火箭发动机(35)垂直地位于飞行器中, 以实现飞行器垂直上升到导管风扇推进装置可以开始向前运动的高度。涡轮风扇驱动的交流发电机(27)也可以位于管道(15)中。还描述了合适的火箭发动机(图 1 和 6)。

6 索赔, 16 张图纸



禁止转载



QQ4757
ONE C

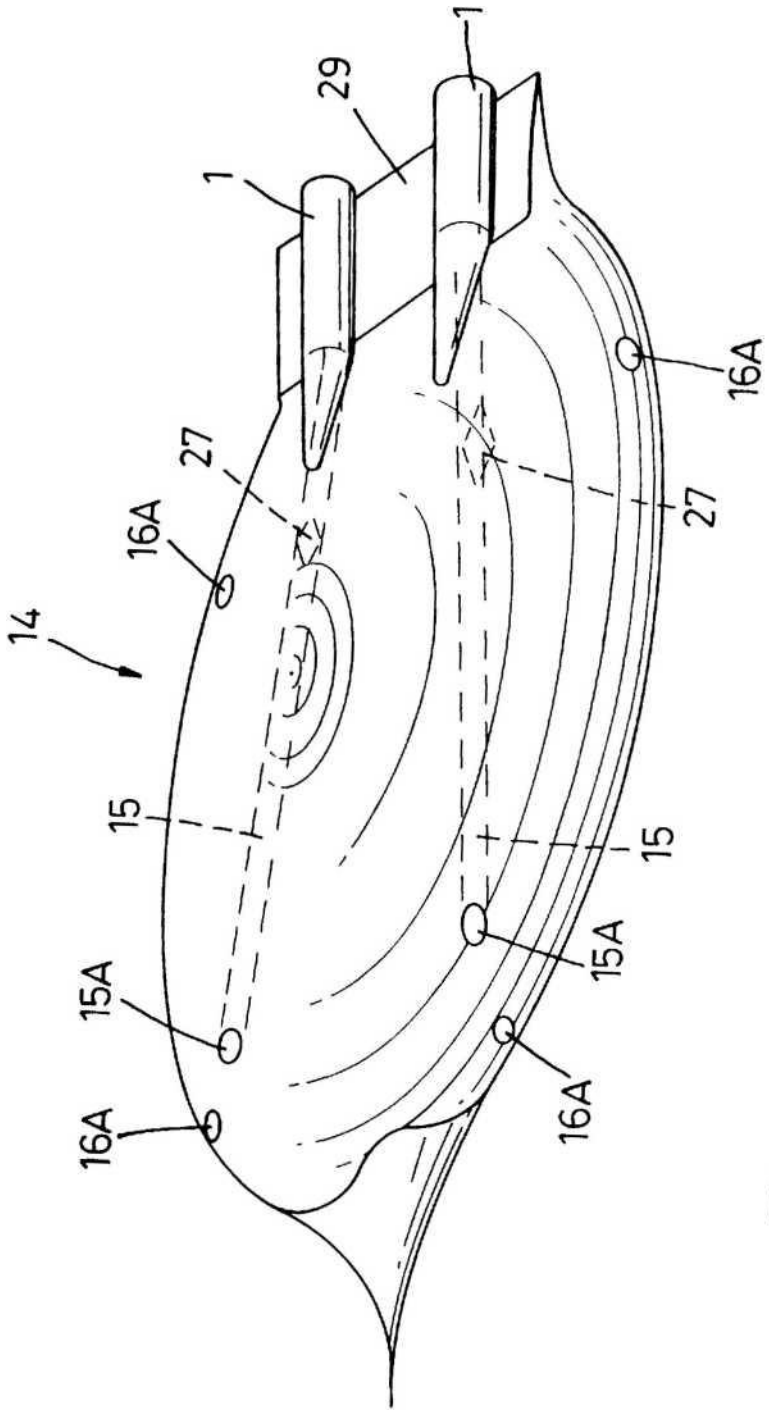
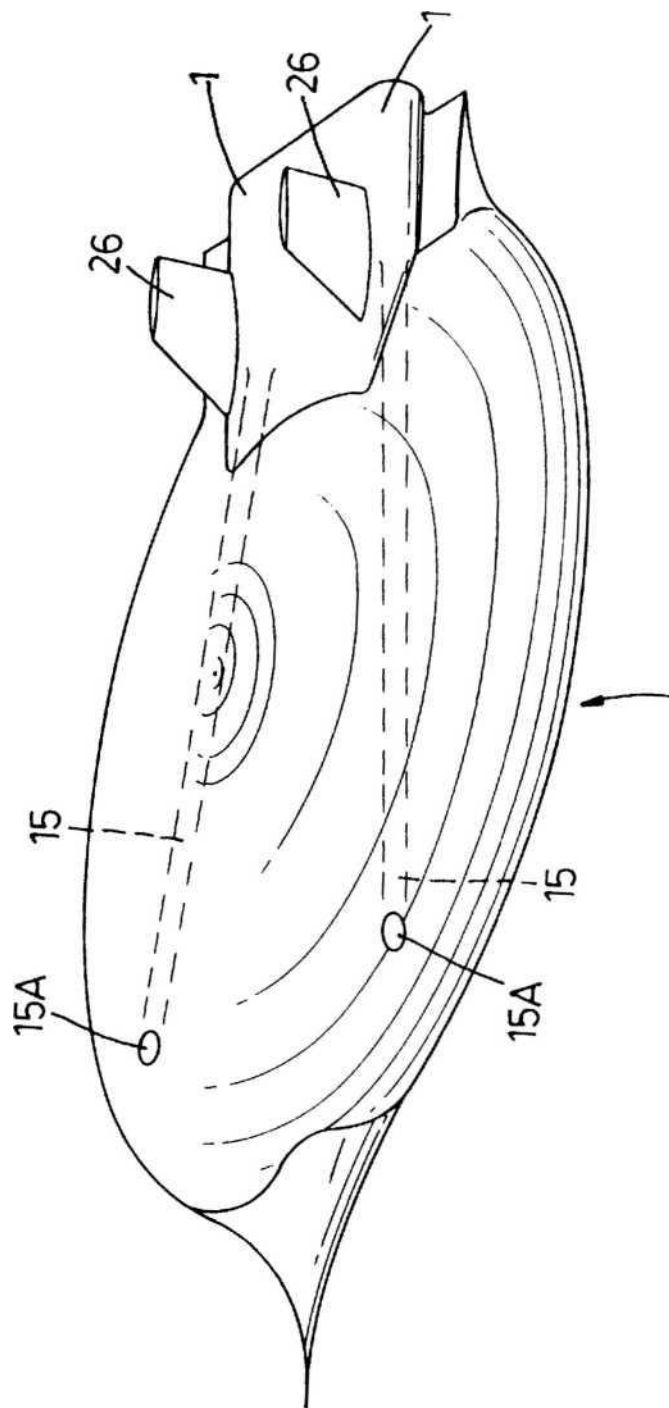


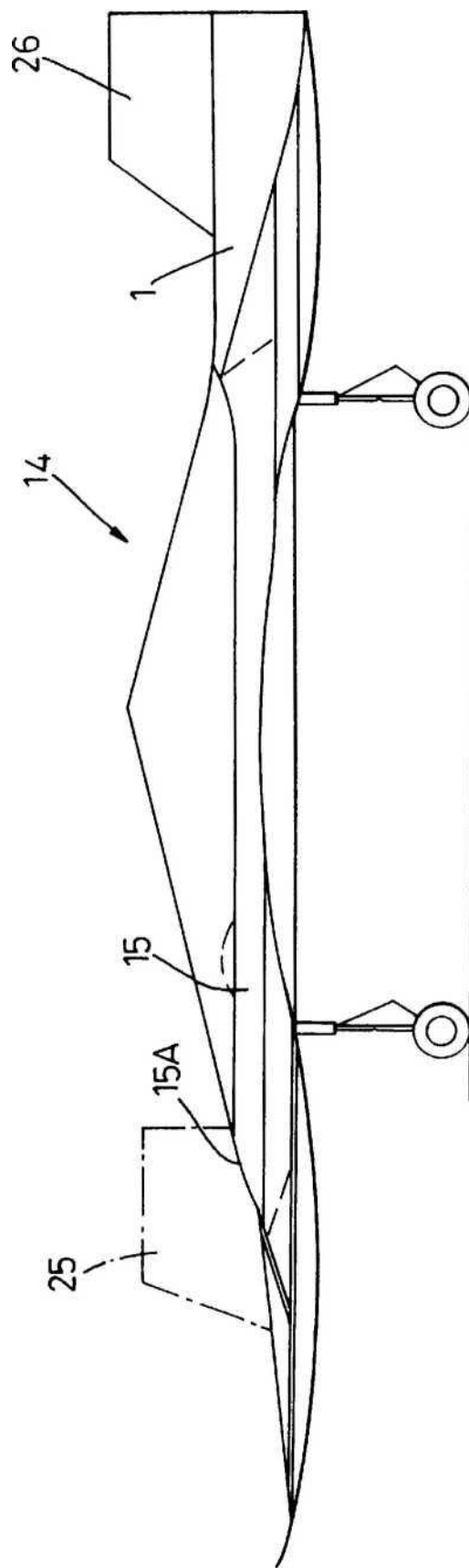
Fig. 3



cn
LL_

QQ475725346

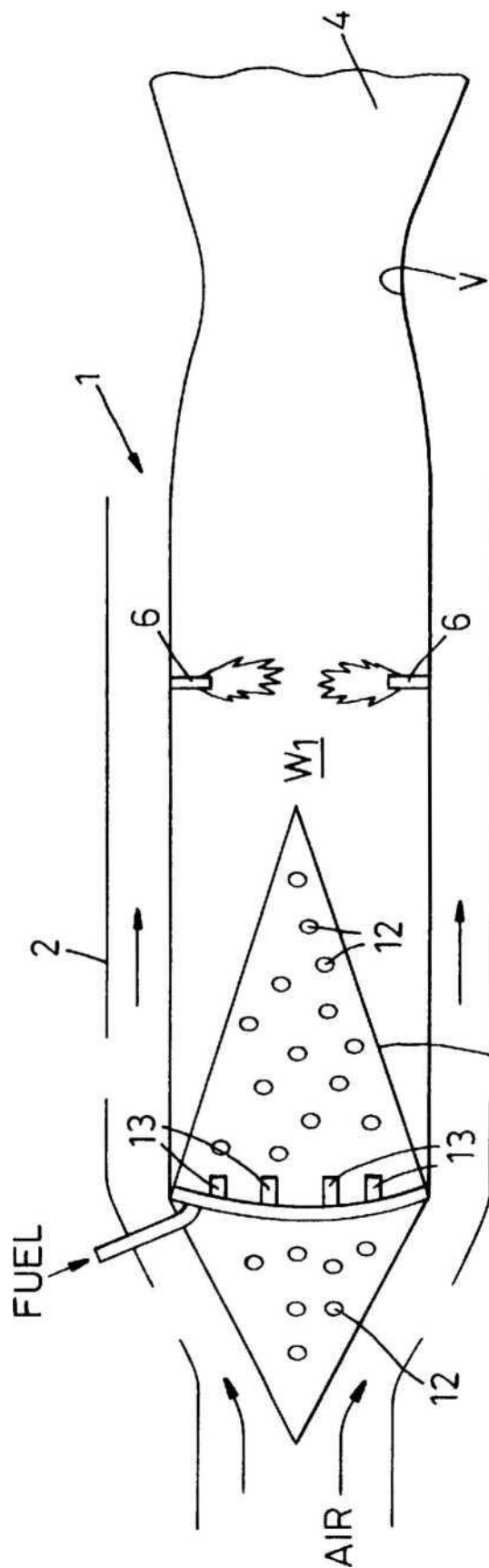
一个 ORET



左手
cn
LL

OQ475725346

禁止转载



不

CT

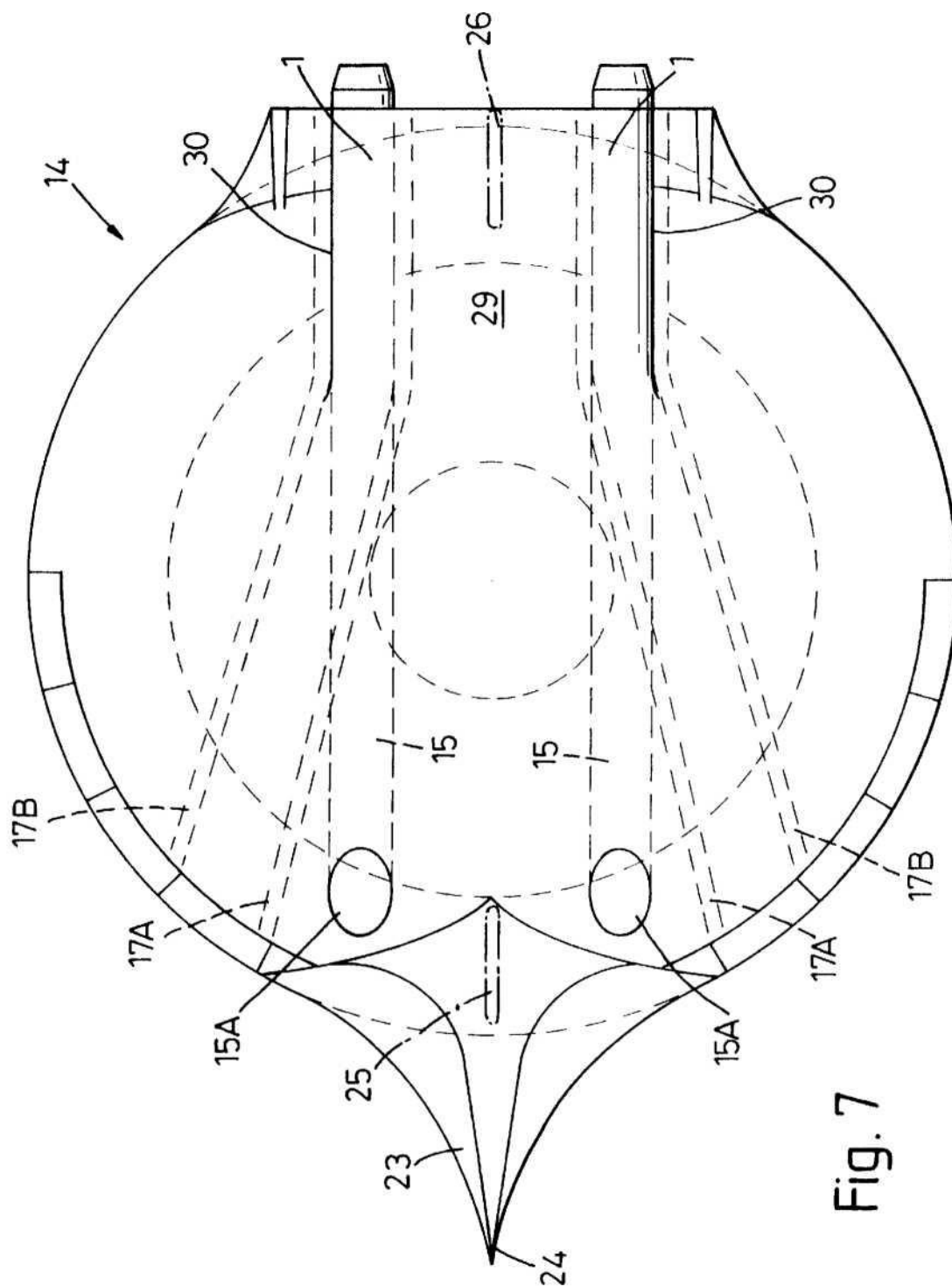


Fig. 7

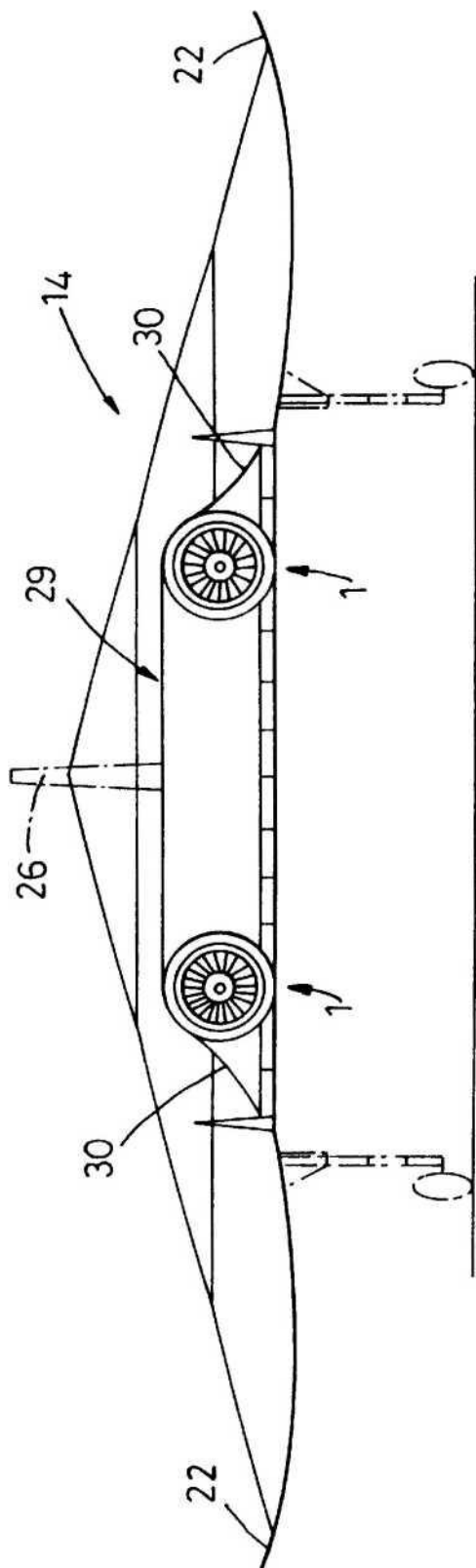


Fig. 8

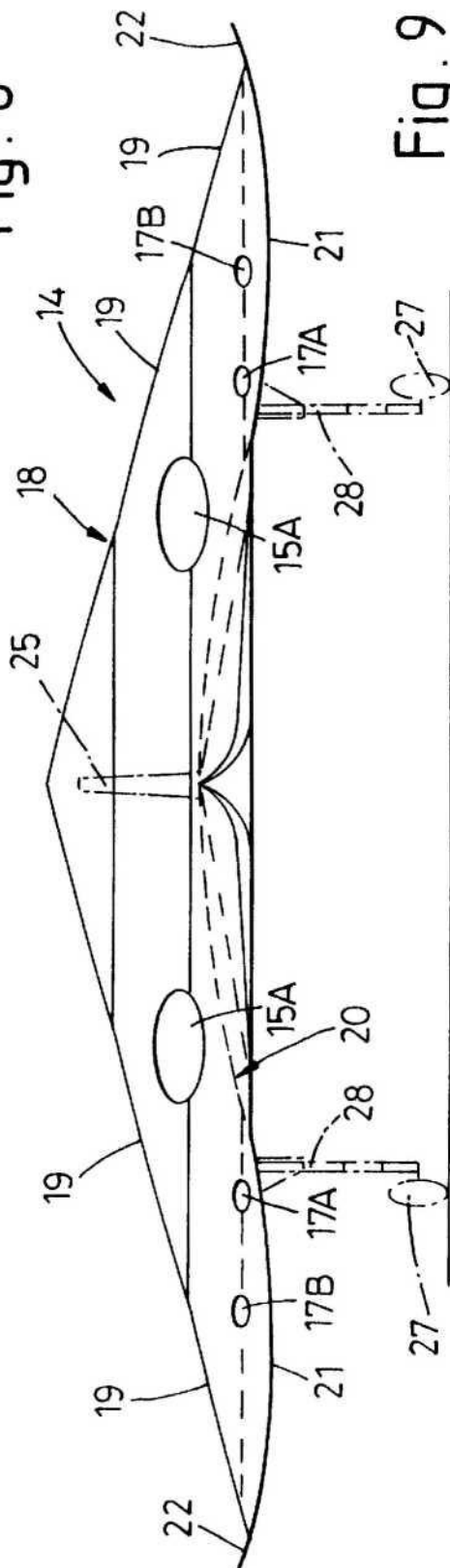
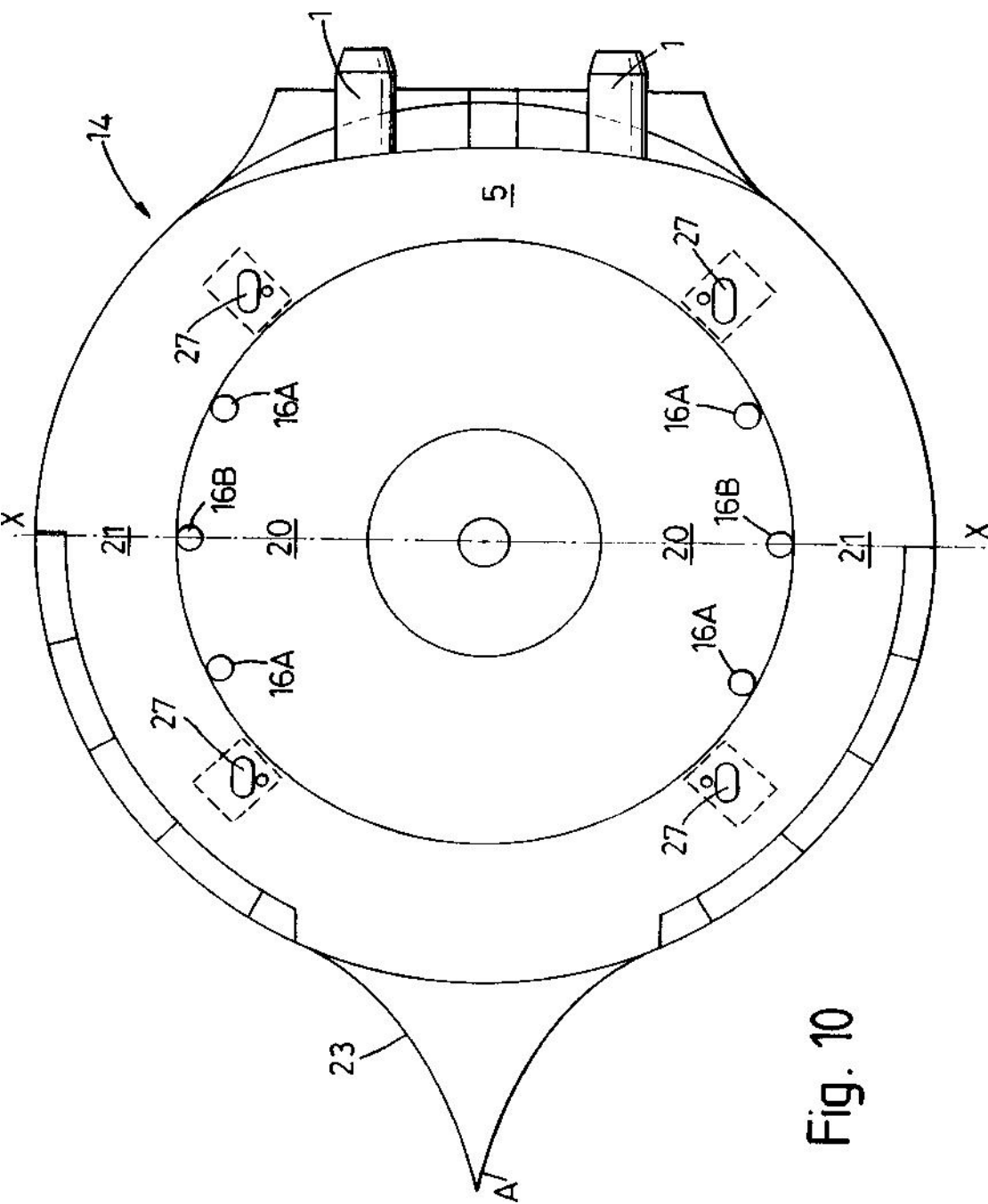
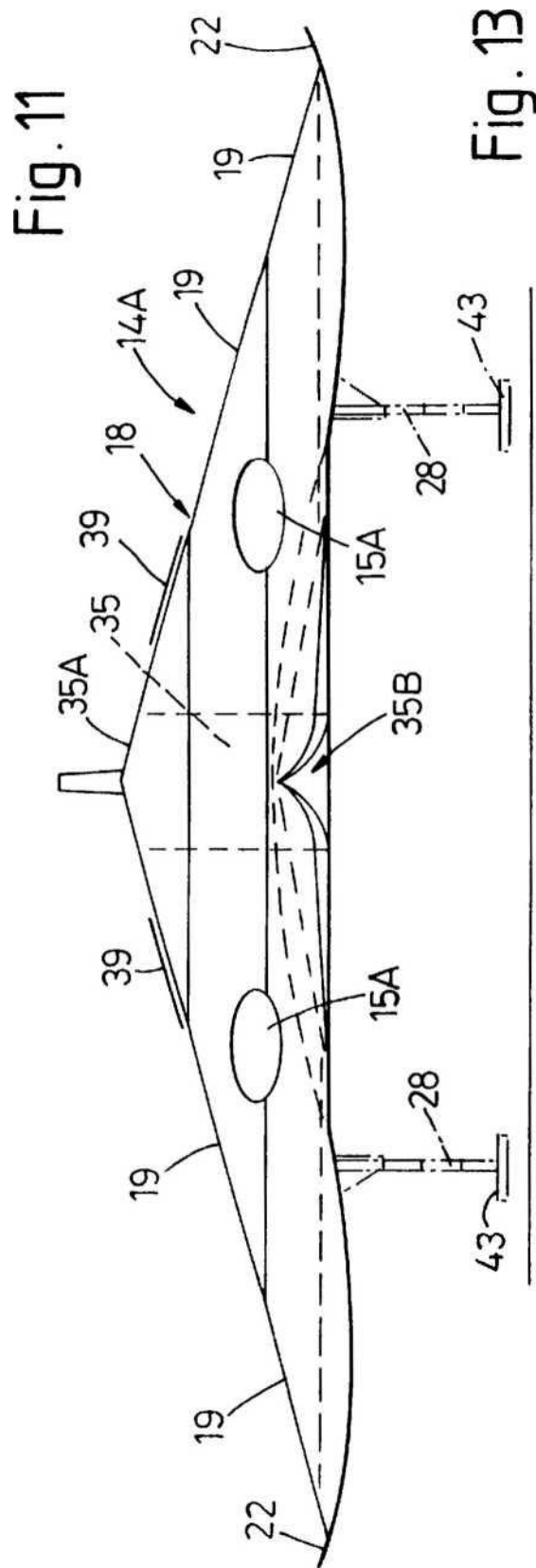
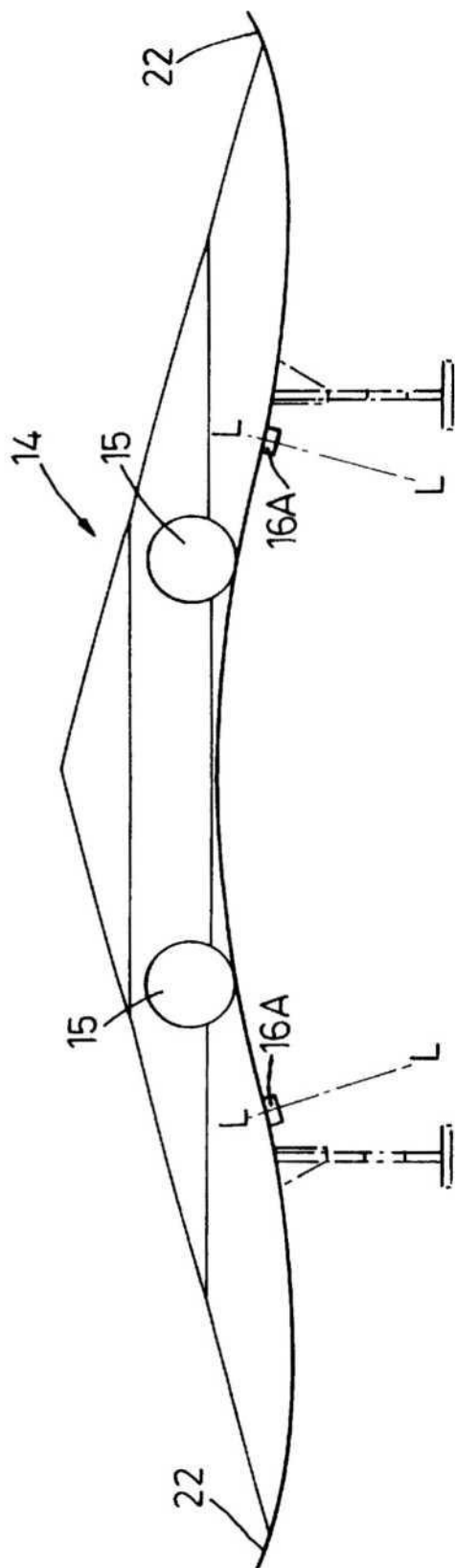
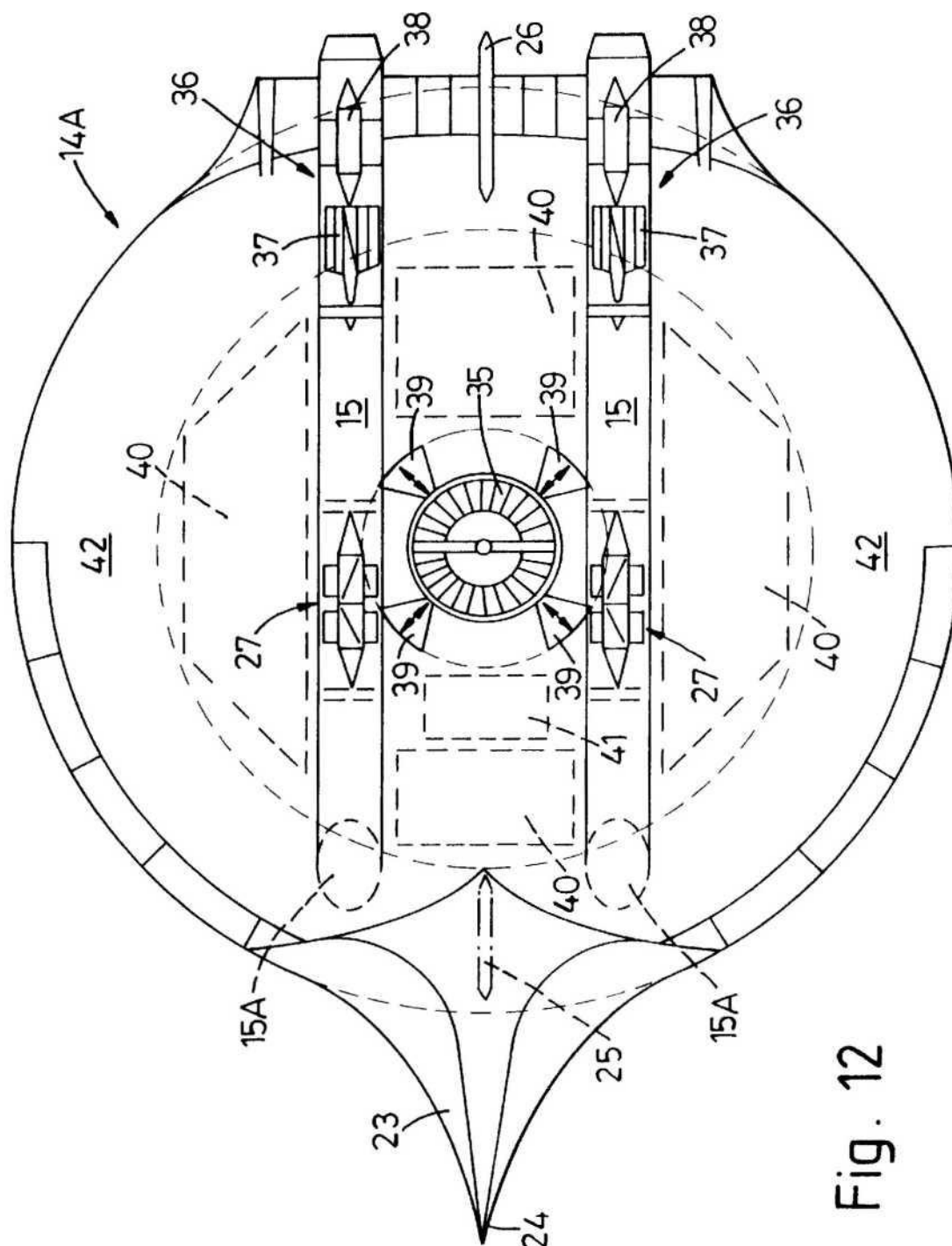
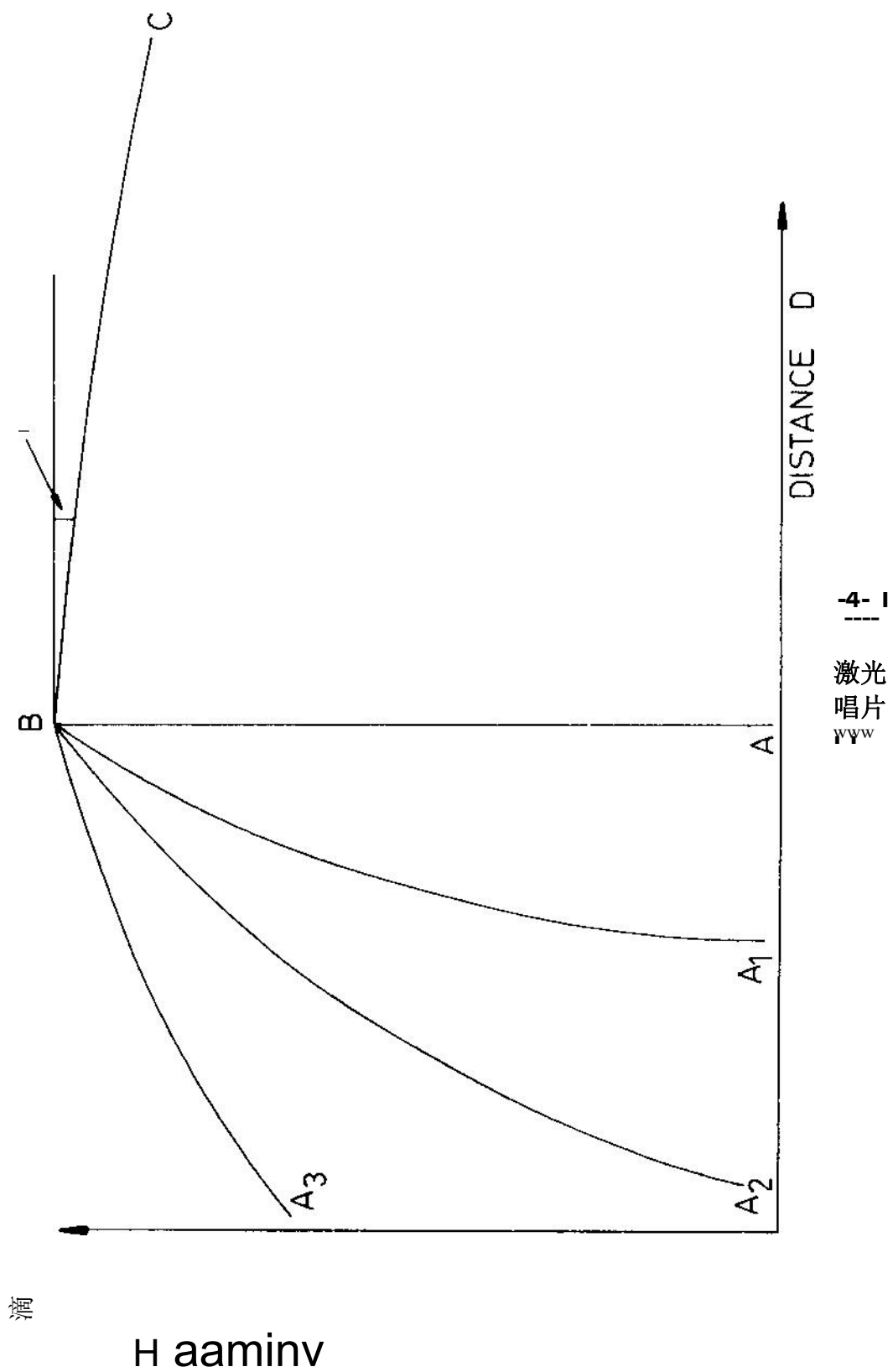


Fig. 9









禁止转载

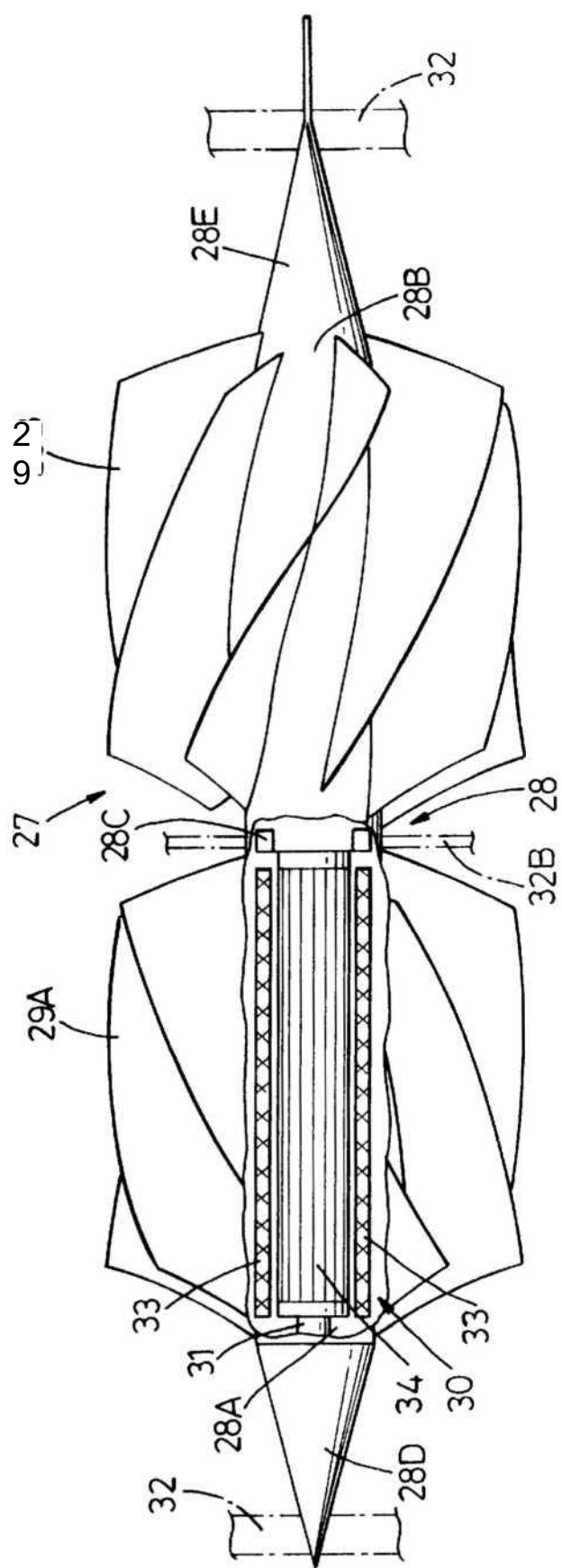


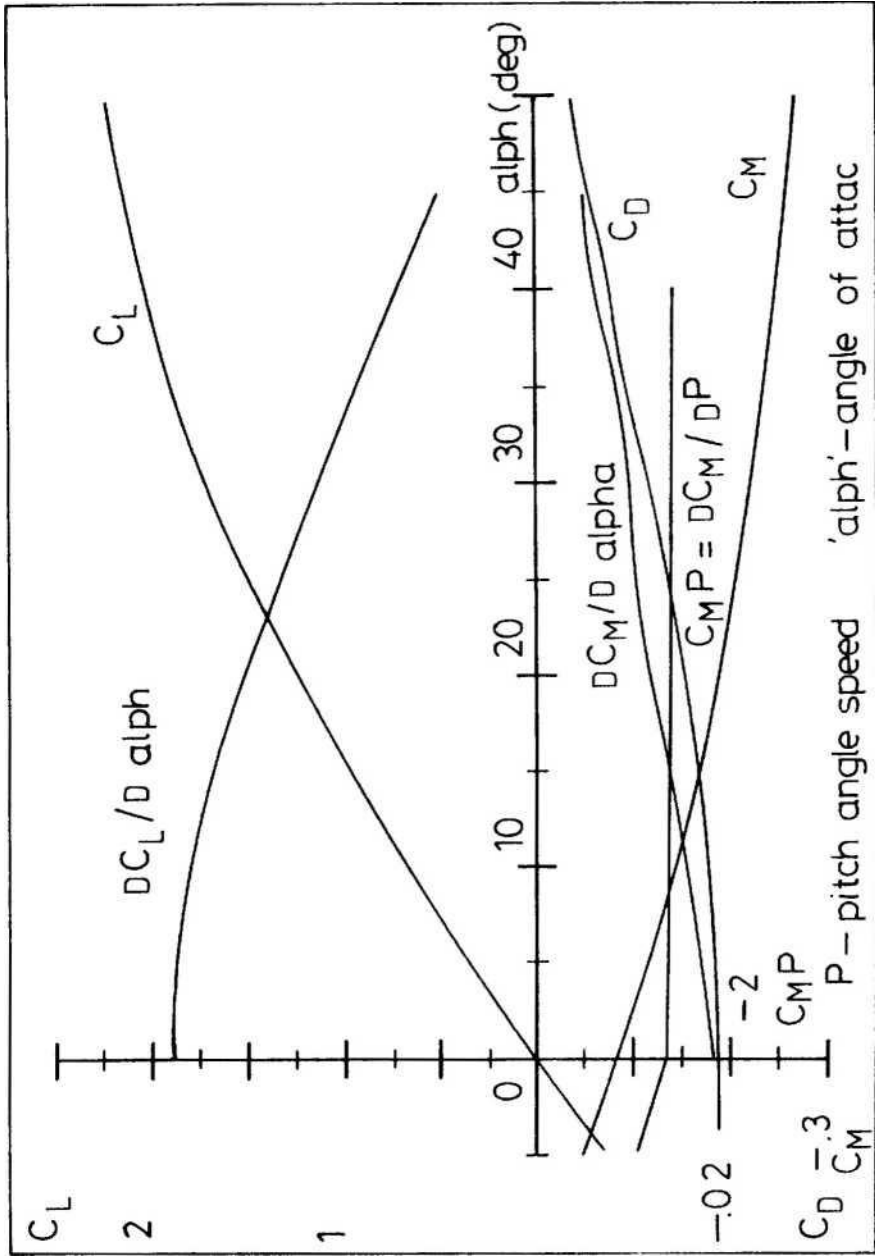
Fig. 15

QQ475725346
ONE OR ET

测试飞机第二次设计

系数	价值观念	评论
侧向力/方向舵角度	-0.05	侧力 JY B-course 角力矩& 转速 N—滚转力矩 & XX 转速 R 坐标系统
航向力矩/方向舵角度	-0.0403	
滚动力矩/角度变化	-0.0722	
离散余弦变换/分贝	-0.154	横向运动中的稳定性导数， 图 4
dMn/dB	-0.095	
dMr/dB	-0108	
dC(/ dN	-0.096	
dMn/dN	-0709	
dMr/dR	-0.943	
稳定性根源:		侧倾阻尼-2.366 course 阻尼 -0.209 -0.0345

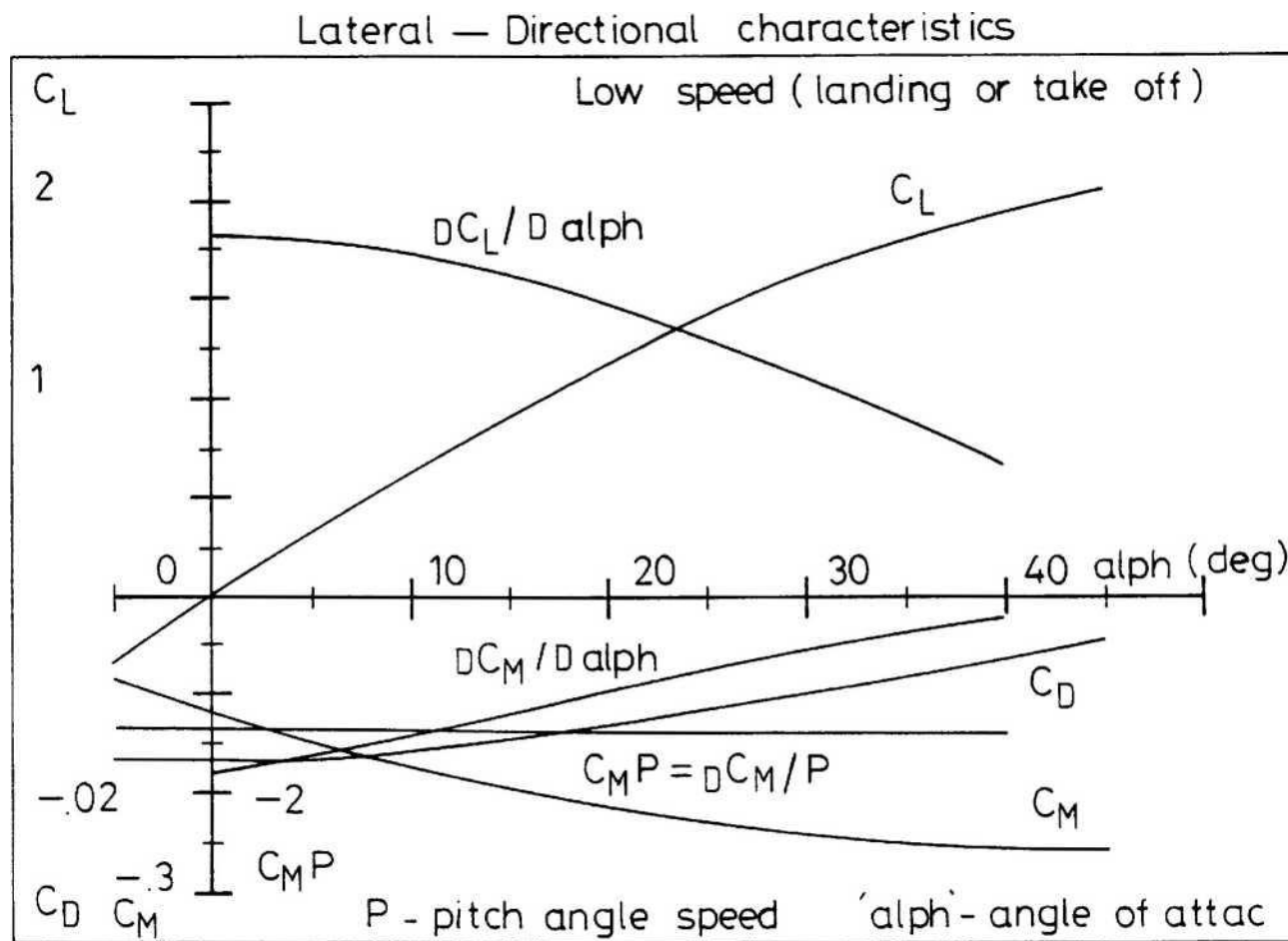
图 16



QQ47572534
禁止转载

横 向 — 方 向 特 征

测试飞机，第一次设计。



太空火箭飞机，第一次设计

图 18

飞行器 and 适用于这种飞行器的推进器发动机

本发明涉及飞行器和可用于给飞行器提供动力的推进器发动机。更具体地说，发动机中的推力是通过高速气体射流获得的，特别是发动机可以是火箭型的。

碟形飞行器是众所周知的，由于它们的低阻力系数，它们在以特别高的速度飞行的能力方面具有公认的优势。与类似的传统(有翼)飞机相比，它们也能运载更多的乘客。在英国专利说明书 2 227 469 B 中描述了这种碟形飞行器的一个例子。本发明的一个目的是提供这种飞行器的改进。

此外，火箭发动机已经非常成熟，特别有利于在无氧的外层空间使用。火箭发动机通过在燃烧室中燃烧一种或多种推进剂燃料来运行，通过后喷嘴产生高速气流，为发动机提供驱动推力。常见的推进剂是液体推进剂，例如液氧或液氢，使用双组元推进剂系统(即两种可燃物)的火箭发动机也是已知的。

本发明的另一个目的是提供一种用于飞行器的改进性能的液体推进剂火箭发动机。

根据本发明的第一方面，飞行器包括推进器发动机，所述推进器发动机包括用于容纳相邻的第一和第二工作区的装置，所述外壳装置具有用于将第一推进燃料引入所述第一和第二工作区中的所述工作区燃烧的后部第一输送装置，所述第一输送装置包括：

- (a) 具有表面和顶点的第一锥形构件，所述顶点面向所述第一工作区。
- (b) 与所述第一锥形构件同轴的第二锥形构件；
- (c) 在所述第一圆锥形构件的所述表面中的导管装置，用于所述第一推进燃料到所述第一工作区中的通流；和
- (d) 用于将燃烧燃料从所述工作区引导到所述第二工作区的导管装置，所述导管装置形成在所述第二锥形体上，以及

第二输送装置，用于将第二介质引导到所述第二工作区，以与燃烧的燃料混合，燃烧的燃料和介质从所述壳体装置的所述后部排出，以构成用于所述发动机的推力射流。

本发明也是一种飞行器，包括提供升力特性的大致碟形的主体，并具有前端和后端，所述主体还具有圆顶形上表面和下表面，以及位于圆顶形上表面的所述前部的空气入口，基本上位于所述碟形主体中心的垂直设置的第一发动机装置，用于提供垂直推力以将所述飞行器垂直推进到升高的位置，用于提供推进动力的第二发动机装置，该推进动力仅足以引起飞行器向前运动，并从通过第一发动机装置获得的升高的位置有轻微的下降路径，第二发动机装置包括电动推进装置，用于提供水平推力，以从所述升高位置向前推进所述飞行器，所述电动推进装置包括推进涡轮机，并且

用于驱动推进涡轮机的电驱动装置，以及位于所述第一发动机装置任一侧并在所述主体内从所述空气入口延伸到所述主体后端的空气导管，每个所述导管容纳所述推进涡轮机，由此推进空气通过导管供应到所述涡轮机。

现在将参照附图通过示例来描述本发明的实施例，其中：

图 1 示出了根据本发明的火箭发动机的截面正视图；

图 2 示出了图 1 的发动机的示意图 1 与外壳“打开”以更好地说明内部组件和内部布置；

图 3 示出了体现本发明的碟形飞行器的示意图；

无花果。图 4 和 5 示出了根据其他实施例的另一种这样的飞机；图 5 是截面正视图。

图 6 示出了根据本发明的改进的发动机；

图 7 是飞行器的平面图；

图 8 是图 1 的飞行器的后视图 7；

图 9 是飞行器的前视图；

图 10 是飞行器的仰视图，显示了辅助推进器/助推器射流；

图 11 是通过图中的 X-X 的正视图 10；

图 12 是根据本发明另一实施例的飞行器的平面图；

图 13 是图 1 的飞行器的正视图 12；

图 14 是示出了由图 1 的飞行器可实现的可能飞行路径的曲线图 12；

图 15 示出了可用于本发明的反向旋转双风扇涡轮发电机的局部剖视图；

无花果。图 16 至 18 是飞机的性能曲线图。

首先参考图 1 和 2 如图 1 和图 2 所示，火箭发动机包括壳体 2，壳体 2 优选为釉面成品陶瓷衬里形式，限定了两个内部工作区 W1；W2。锥形构件 3 位于第一区域 W1 的入口处；其顶点 A 朝向外壳 2 的后排放端 4，并承载液氧进料管 5，用于排放到区域 W2 中。合适的储罐(未示出)将向管道 5 供应。液氧在区域 W1 中燃烧；通过点火装置 6 限定燃烧室。在工作区 W2 的入口 4 处，提供了另一个锥形构件 7，其顶点朝向端部 4，并且多个轴向导管 8 存在于构件 7 中，用于来自工作区 W1 的燃烧或燃烧后的氧气的通流；到 W2 区。在该实例中示出的嵌入在壳体 2 中的导管 9 将第二介质(在这种情况下为液态氢)供给到工作区 W2，氢通过锥形构件 7 外围的喷嘴 9A 排出。因此，燃烧的氧气与工作区 W2 中的氢气混合，产生非常高温度的燃烧气体，导致高速推进器射流通过多孔喷嘴装置 10 在壳体 2 的后端排出。

液态氢将储存在合适的储存罐(未示出)中。

图 6 示出了另一种发动机，其中大气被供应用于燃烧过程，壳体 2 容纳双圆锥形构件 11，该双圆锥形构件 11 包括用于空气流向有点火器 6 的燃烧区 W2 的通孔 12。可燃燃料被泵送到 W1 区；经由喷嘴 13。壳体 2 的后部 4 构成了一个排气喉。如图所示，空气还通过沿着区域 W2 的外表面弯曲来冷却发动机。

禁止转载

3 4

无花果。图 3 和 4 示出了基本上如英国专利说明书 2 227 469 中所示的碟形飞行器 14。该飞行器 14 可以配备根据图 1 或图 2 的发动机 11 或 FIG。6。此外，通风管道 15 在飞机机身内部延伸，以通过冷却介质，即发动机周围的空气，用于冷却发动机，并且该空气也可以用作发动机的燃烧空气。特别是通风管道的前端 15A 15 从外部打开机身顶面。因此，空气可以进入飞行器顶部的导管，并在飞行器 1 向前运动时绕过发动机 1 的外部，以冷却发动机。这种布置也可以用于对输送到发动机的燃料加压，并且类似地，空气可以从导管 15 泵送到发动机。也可以提供增压喷嘴 16A。发动机 1 可以几乎完全位于飞机机身内，如图 1 所示因此飞机 14 可以享受极低的阻力系数，例如 0.02 或甚至更低。

无花果。图 7 至图 9 示出了飞行器 14 的进一步视图，特别是存在穿过机身的直的主管道 15，其从飞行器 14 前部的开口 15A 延伸到飞行器 14 后部的发动机 1，以提供例如发动机周围的冷却空气和/或发动机 1 的燃烧空气。另外的导管 17A、17B 可以替代地或附加地再次延伸穿过机身，以向发动机 1 提供空气，导管 17A、17B 的直径可以小于导管 15，这次导管 15 的前开口在飞行器 14 的前缘处。泵送装置可用于增加通过各种导管 15、17A/B 的空气流量

现在考虑飞行器 14 的空气动力学形式。飞行器 14 具有由连续片材形成的圆顶上表面 18，该上表面 18 形成一系列环形部分 19，每个环形部分 19 在径向方向上呈平缓的弓形，但保持平滑轮廓的上表面。

为了提供细长的主体形状，圆顶上表面 18 可以具有平缓上升的梯度，例如大约 16%。下侧也是平滑的轮廓，并且包括中央凹壁 20 和围绕壁 20 的第二表面 21:在优选实施例中，壁 21 是如图所示的凸形。盘子的边缘包括向上翻的凸缘 22(如图 2 和 3 所示)8/9)，而流线型的长管 23 位于飞行器的前部，并包括向上翻转的尖端 24。长管 23 用于防止飞行器在飞行中不希望的偏航，并促进纵向稳定性。此外，鳍片 25、26 可以设置在前面和/或后面，用于方向稳定性或可控性。包括由液压支柱 28 承载的轮子 27 的可伸缩起落架便于飞行器的平稳着陆和起飞。飞行器的顶壁 18 和底壁 20/21 可以由合适的内部支撑结构(未示出)承载。

飞行器 14 由合适的材料构成，例如铝或钛，尤其是后者，在非常的高度或空间飞行的情况下。此外，可以在表面蒙皮上涂覆适当的涂层，例如碳纤维涂料，特别是为了使飞行器能够在非常高的飞行速度(例如，每小时 4 到 10 兆赫兹)下耐热。

飞行器盘的形状将导致非常低的阻力特性，使得飞行器能够容易地穿过空气。此外，尽管设计用于高速操作，飞行器 14 仍然能够在跑道上着陆时平稳且方便地下降。

在图 1 中可以看到两个间隔开的发动机 18，这些基本上位于机身内，以鼓励

QQ475725346
禁止转载

飞行器低阻力系数的存在:因此，机身壁部分 29 在发动机 1 之间延伸，并朝着圆顶中心部分融入顶面 18，而发动机 1 的外侧在 30 处平滑地流线型进入机身。通向发动机 1 的导管 15 的前开口 15 可以在图 1 中看到 9.航行器的转向可以通过方向舵 25、26 来实现，但是可选地，这种转向可以通过发动机 1 的控制器操作来实现，即通过增加一个发动机相对于另一个发动机的推力来实现。飞机爬升或下降时也可以使用后襟翼。

飞行器 14 的方向控制也可以通过图 4 和 5 所示的推进器射流 16A/16B 获得 10 号和 11 号。因此，喷流 16A 成对地布置在机身对称线 x-x 的两侧，使得前对喷流的操作升起飞行器 15 的机头用于上升，而后对喷流的操作降低机头用于飞

5 6

无花果。图 16 和 17 示出了由飞机 14 提供的可能的性能标准(用于大气操作)图 18 显示了类似于图 1 的性能图 17 表示用于外层空间的飞行器 14，即作为航天器。低阻力系数光盘将注意到。

推进器射流 16A、16B 可以用于给飞行器 14 提供一定的垂直起飞特性，并且还允许飞行器的受控垂直下降。图 1-3 所示的实施例图 12 和 13 发展了这种特性，但是使用了垂直布置的单个发动机 35(或多个发动机)，并且具有更大的动力用于飞行器 14A 的基本垂直的起飞和上升。图 14A 的飞行器 12 实际上具有两种独立的推进模式，即用于垂直运动的发动机 35 和用于向前(基本水平)运动的电力推进装置 36。每个推进装置 36 位于各自的空气导管 15 中，空气导管 15 可以具有与先前不同的直径，并且实质上包括导管风扇推进装置，导管风扇推进装置具有连接到电驱动马达 38(其可以设置有一个冷却风扇)的涡轮风扇 37。发动机 35 显示为具有上部空气入口 35A 和下部喷射出口 35B 的喷射发动机。可移动的闸门或分段部分 39 位于飞行器 14A 的顶部，以在飞行器以第二电力推进模式运行时移动并关闭空气入口 35A，并在飞行器的顶部提供完全的表面连续性。可以为排放口 35B 提供类似的或其他的关闭装置。代替喷气发动机 35，当然可以使用火箭发动机，尤其是前述的一种火箭发动机。飞行器 14 中的区域 40 将用作存储空间，例如用于电动机 38 的动力电池和其他电气物品和/或乘客起居空间。飞行员和其他机组人员可以位于驾驶舱空间 41 中，而发动机 35 的燃料可以储存在外围空间 42 中。可以安装像以前一样的推进器发动机(16A/B)，用于控制船只 14A 的运动。

如前所述的风力驱动涡轮交流发电机 27 安装在导管 15 中，用于产生电能，例如用于向电动机 38 的动力电池供电。

参考图 2 如图 14 所示，在飞行器 14A 的建议操作中，起飞(A-B)受到第一动力模式即发动机 35 的影响，并且发动机动力使得飞行器 14A 基本上垂直提升，如路径 A-B 所示。到达的高度 B 应该非常大，例如可能大于 60,000 英尺，甚至例如高达 90,000 英尺。当达到期望的高度(B)时，发动机 35 关闭，入口 35A(和出口 35B)被挡板 39 关闭，并且驱动力被传递到第二模式，即电推进装置 36，用于飞行器在路径 B-C 中的运动。第二动力模式 36 与发动机 35 相比当然具有非常有限的动力，但是它旨在具有在路径 B-C 中非常逐渐下降的基本上直线上升的运动。通过动力模式 36 可获得的前进速度将非常低，例如每小时 200 或 300 米，但是相对安静的风扇马达 37/38 将使碟形飞行器 14A 能够以类似无声隐身的方式前进。

下降可以是非常渐进的，比如每前进 100 英里下降 1 英里，因此范围可能非常合理，例如从 90,000 英尺的高度下降大约 1800 英里，尽管电池容量会影响该范围。如果在向前运动期间期望增加范围，那么可以有发动机 35 的中间操作来获得高度以提供增加的范围。某个方向控制可以

QQ475725346
禁止转载

通过改变马达 38 的操作以产生不平衡的推力来实现。马达 38 可以以大于 10,000 转/分钟和高达 20,000 转/分钟或更高的速度驱动风扇 37。发动机 35 可以提供受控的垂直下降。飞行器 14A 可以在其起落架中使用简单的滑道 43 来代替轮子。从图中可以看出如图 12 所示，机身的周边现在向下承载，而不是具有先前的凸缘 22，以减小对垂直运动的阻力。此外，第一种动力模式可以布置成起飞和上升路径不完全垂直，如替代路径 aj1b 和 A2B 所示，这将使得能够使用功率较小的发动机。此外，第一功率模式的使用可以延伸到第二路径中，以在短距离内对该路径中的运动给予初始推动。

在所有实施例中，修改当然是可能的。特别是火箭发动机可以用喷气发动机代替，反之亦然。在图 1 的实施例中 12，

所述空气导管中的涡轮发电机，所述涡轮发电机包括多个发电部件和多个单独的叶片构件，所述叶片构件设置成通过与在空气导管中通过的空气碰撞而反向旋转，每个所述叶片构件连接到涡轮发电机的所述发电部件中的相应一个。

6.一种飞行器，包括：

提供提升特性并具有前端和后端的大致盘形主体，所述⁺体还具有圆顶形上表面和下表面，所述圆顶形上表面具有前部和位于所述圆顶形上表面的所述前部的空气入口；

垂直设置的第一发动机装置，基^{*}上位于所述碟形主体的中心，用于提供垂直推力，将所述飞行器垂直推进到升高的位置；

以及用于提供推进动力的第二发动机装置，该推进动力仅足以引起飞行器从借助于第一发动机装置获得的升高位置沿略微下降的路径向前运动，所述第二发动机装置包括用于提供水平推力以从所述升高位置向前推进所述飞行器的电动推进装置，所述电动推进装置包括推进涡轮机、用于驱动所述推进涡轮机的电动驱动装置，以及位于所述第一发动机装置任一侧并在所述主体内从所述空气入口延伸到所述主体后端的空气导管，每个所述导管容纳所述推进涡轮机，由此推进空气通过导管供应到所述推进涡轮机。

美国专利^[i9]
Kunkel 等人

US005836543A

[二]专利号: 5, 836, 543
[45]专利日期: 1998 年 11 月 17 日

[54]用于极高速度的铁饼形空气动力学飞行器
[75]发明人: 克劳斯·昆克尔, 6A 赫尔巴特大街, 拉丁根, D-40882; 彼得·普利什塔, 杜塞尔多夫, 两个德国

[73]受让人: 德国拉丁根克劳斯·孔克尔

[21] 应用。编号: 666, 811
[22] 已提交的百分比: 10 月。166, 1995
[86] PCT 编号: PCT/DE95/01430

371 日期: 1996 年 8 月 1 日
102(e)日期: 1996 年 8 月 1 日

[87] PCT Pub. 编号: WO96/14904
PCT Pub. 日期: 1996 年 5 月 17 日

[30]国外申请优先权数据
1994 年 11 月 2 日[德国]44 39 073.4

[51] Int. cl. 6 B64C 19/12; B64C 30/00
[52] 美国 CI 244/12.2; 244/12.3; 244/12.4; 244/23B; 244/23 摄氏度
[58]搜索范围 244/6, 7 R, 12.1, 244/12.2、12.3、12.4、23 B、23 C、74; 60/39.461, 205

[56]引用的参考文献
美国专利文件

2, 939, 648 6/1960
3, 020, 003 2/1962 Frost 等人 244/23° C X
3, 132, 827 5/1964 Roy 等人 244/74
3, 336, 753 6/1967, Mullen II.
3,503,573 3/1970 Modest, 244/12.2 X
5,039,031 8/1991 Valvede 244/12.3 X
5,064,143 11/199T Bucher 244/12.3 X
外国患者文件
4215835 12/1993 德国。
2147052 5/1985 英国。

其他出版物

伦敦德温特出版有限公司, 英国, 安, 85-108095 & 日本, 60 052 578。
化学文摘, 第 119 卷, 第 20 期, 文摘号 206577c, 1993 年 11 月。
美国陶瓷学会杂志。69, Nr. 4, ISSN 0002-7820, C60-C61, 1986 年 4 月。
宇宙飞船和火箭杂志。19, Nr. 4294306。

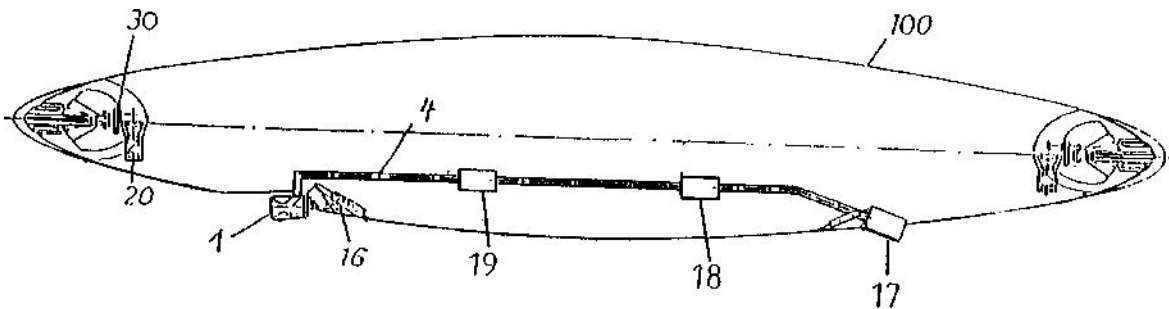
首席审查员——威廉·格兰特律师、代理人或事务所——赫伯特·杜博诺

[57]摘要

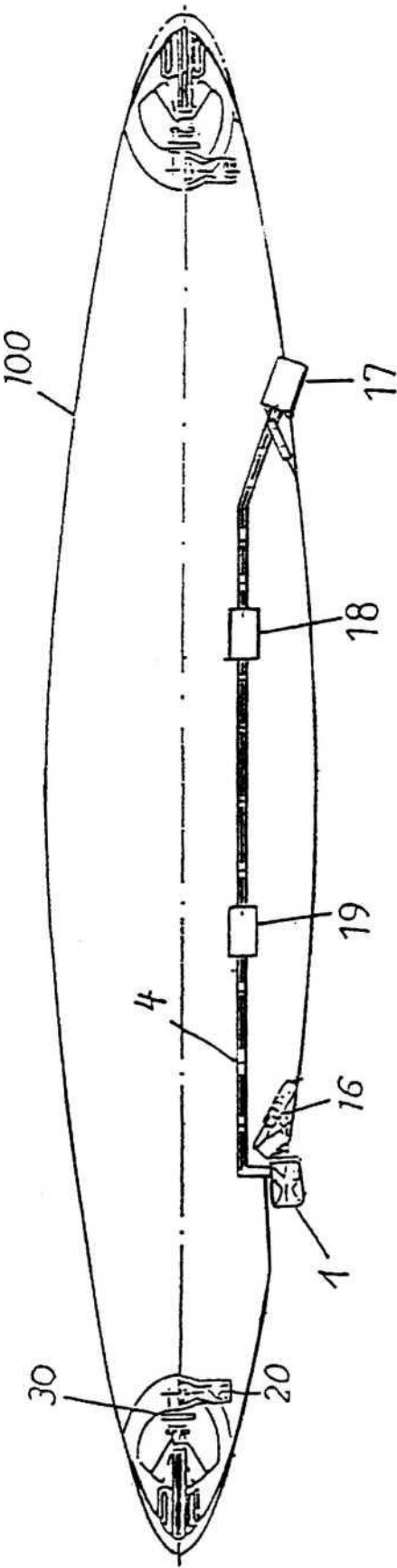
一种铁饼形状的飞行器设有用于产生升力的外围喷射装置, 并且在飞行器的底部设有至少一个火箭发动机, 该火箭发动机供应有氢化硅和压缩空气, 并且在氢化硅与压缩空气中的氮气反应形成氮化硅, 同时氢化硅化合物中的氮气与氧气反应形成 H₂O 的条件下运行。

244/74 X

14 项权利要求, 2 张图纸



禁止转载



QQ475725346
r'NE OR ET

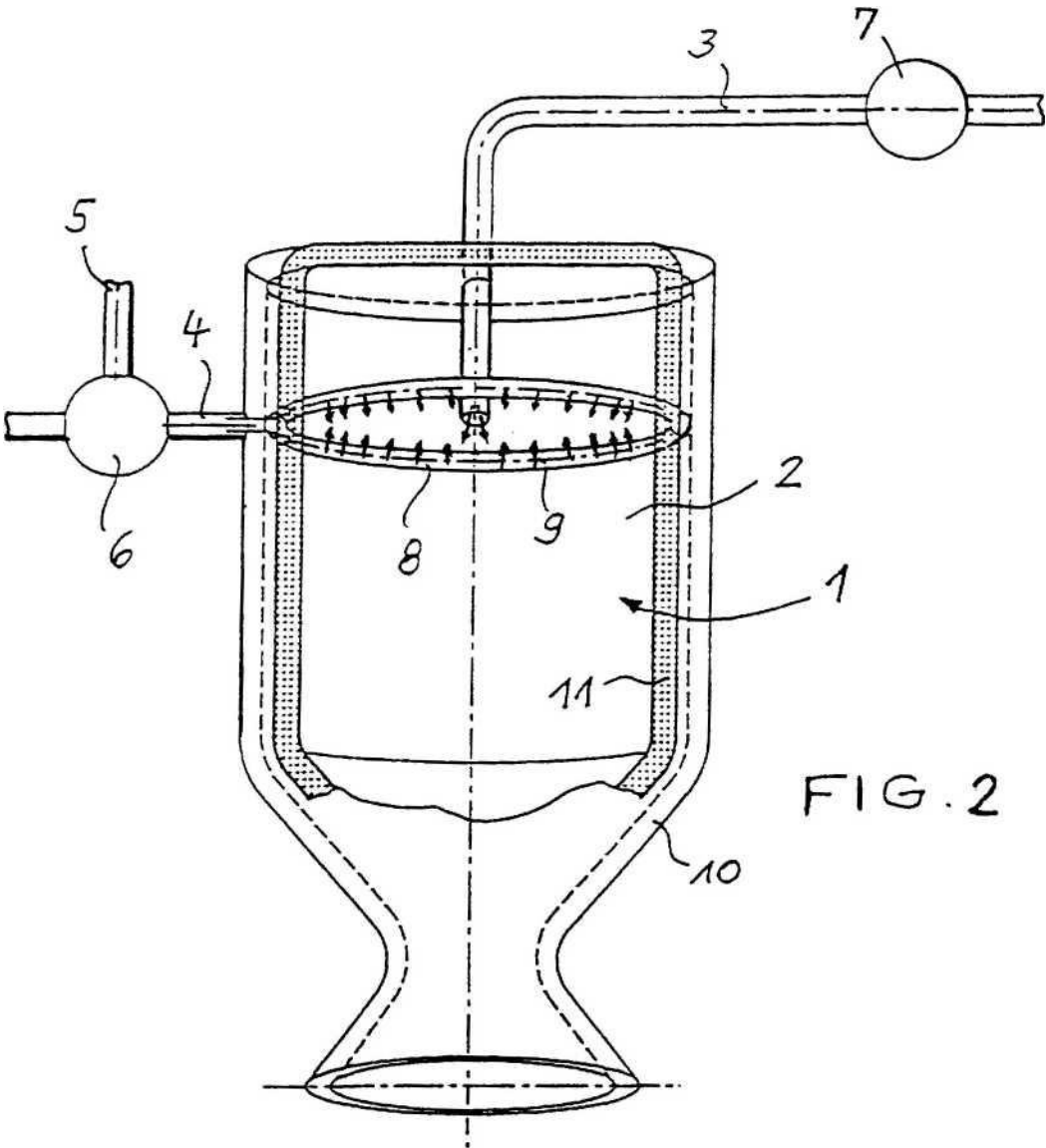


FIG. 2

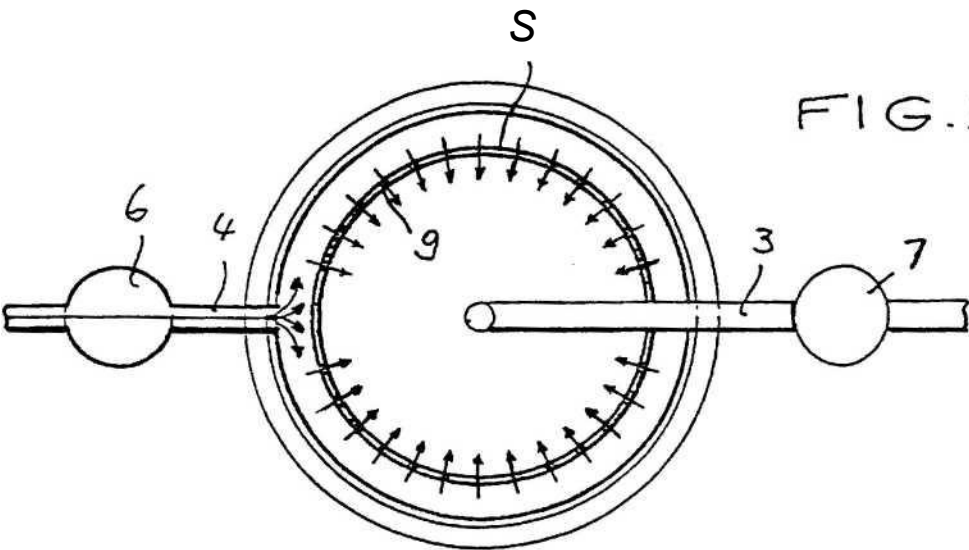


FIG. 3

1 2
用于极高速度的铁饼形飞机

相关应用的交叉引用

本申请是 1995 年 10 月 16 日提交的 PCT/DE95/01430 的国家阶段，并且依次基于国际公约下的 1994 年 11 月 2 日的德国国家申请 P4439073.4。

发明领域

本发明涉及一种用于极高速度和极高高度的铁饼形机场，该机场具有当水平飞行通过气体环境时产生浮力的外壳、位于机场外围区域并用于产生垂直运动的喷射装置、以及至少一个用于燃烧硅氢化物以产生机场水平运动的火箭发动机。

发明背景

为了进行远距离飞行，在超音速范围内飞行的远距离飞机必须长时间飞行。燃料消耗非常高的超音速飞机，例如协和式飞机，必须有中间停机来补充燃料储备。因此，需要一种能够经济地操作并且能够运送大量乘客或大量货物的远程飞机。

从德国专利 42 15 835 中已知一种设计成航天器的上述类型的空气压缩机。已知的空气压缩机有三种驱动方式。在开始阶段，它作为一架直升机，通过齿轮装置使用作用在两个反向驱动环上的射流。这些环具有可调节的叶片，并作为涡轮叶片环运行。这个驱动器使机场处于暂停状态。

在这一阶段，通过至少一个适于从铁饼形外壳的底部区域向外摆动并横向倾斜定向的火箭驱动器来加速空气。当第二次驱动有效时，直升机驱动可被关闭，涡轮机叶片环的外壳可被拉入，以使空气相对于外部空气被封闭。用这种火箭驱动，飞机可以被提升到平流层的上层。

此外，已知的空气推进器包括至少一个主推进器，该主推进器相对于所述形状的外壳居中定位，并适于使航天器移动通过真空空间。

主推进器和火箭驱动器以这样的方式形成，即它们可以由化学式为 Si5H12 至 Si9H20 的硅烷油作为火箭推进剂来驱动。

在引用的出版物中(参见美国专利。第 5, 730, 390 号，基于申请序列号。编号 08/353, 355)提到液氧是两个火箭发动机，即火箭驱动器和主推进器中硅烷油燃烧的氧化剂，其中也引用了液氯或氟。这种液态氧化剂必须在空气中携带。然而，这一事实实际上排除了这种机场在航空上的使用，并使其仅适用于航天器，正如德国专利 42 15 835 中所描述的那样。也就是说，携带的大量氧化剂并不使这种机场适合于长途飞行的货运或客运。

发明目的

本发明的目的是提供一种所述类型的机场，其适用于在限制区域内具有高负载能力和特别高速度的飞行。

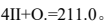
发明概述

根据本发明，通过提供至少一个氮燃烧器形式的火箭驱动装置，在铁饼形机场中实现该目的，在氮燃烧器中，在作为氢化硅化合物的氢的氧化剂的大气氧存在下，氢化硅化合物在高温下与大气氮一起燃烧。

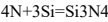
优选地，化学式为 Si5H12 至 Si9H20 的硅烷油在氮气燃烧器中燃烧。

因此，利用本发明的解决方案，提供铁饼形空气焔的水平运动的火箭驱动器形成为氮燃烧器，其中氢化硅化合物，特别是硅烷油，与大气中的氮一起燃烧。这样做的优点是，空气焔不需要携带用于氢化硅化合物的特殊氧化剂，例如液态氧，因为地球大气中含有约 80% 比例的氮(N2)。因此，空气，尤其是压缩空气，被引入火箭驱动装置的燃烧室，并与氢化硅化合物反应。

当用压缩空气燃烧氢化硅化合物，特别是硅烷油时，氧部分与硅烷链中的氢按照以下方程式反应



在这种氢氧燃烧中，温度达到约 3000℃。该温度足以裂解压缩空气供应中存在的 N2 分子。根据方程式



氮自由基现在以极端激烈的方式攻击游离硅原子。形成了分子量为 117 的氮化硅，因此其重量几乎是二氧化碳的三倍。因此，与早期系统相比，排斥效应是显著的。

当然，引用的反应只在相应的高温下发生。在空气中，硅烷油在点燃后，燃烧仅仅产生红棕色无定形的一氧化硅，因为燃烧混合物由于燃烧的快速性而不含有足够的氧气。由于氮在这些条件下不会形成自由基，所以不会与氮发生反应。

与只能使用大约 20% 的大气进行燃烧的传统射流相比，获得了重要的优点，因为燃烧不仅可以基于代表 O2 含量的 20% 的大气，还可以基于另外的大约 80% 的 N2 含量。氮化硅(Si3N4)主要由自由基与硅的反应形成，其分子量比现有技术的喷射产生的二氧化碳大得多，因此驱动装置的效率特别高，因为根据动能方程，气体的速度和质量都很重要。

禁止转载

3 4

根据本发明的特征，除了空气之外，氮化合物或氮氧化合物被引入燃烧室。如果要在高海拔地区(大气密度降低)保持有效的氮气燃烧或氢气燃烧，这一点尤其有利。优选地，引入这样的化合物，其不仅包含氮，还包含氧，以确保两个反应，这些化合物可以是 N₂O₄ 或硝酸 HNO₃。此外，本发明不排除氮本身或相应的氧化剂在空气中携带，以引发或维持相应的反应。然而，优选地，使用空气中的氮气和氧气。

优选地，使反应在高于 1400℃ 的温度下进行。因为低于该值，氢化硅化合物，特别是硅烷油与氮气的燃烧只能以困难的方式实现，或者根本不能实现。优选地，在 2500-3000℃ 的升高的温度下操作，该温度是在氢-氧燃烧期间产生的，该氢-氧燃烧是由地球大气的氧部分与氢化硅化合物的硅烷链的氢部分的反应产生的。

因此，与现有技术相比，除了用于产生机场的垂直运动(即用于启动和着陆)的喷射装置之外，本发明的机场具有仅一个火箭驱动单元，该火箭驱动单元包括至少一个形成为氮气燃烧器的火箭发动机。前面描述的具有上述现有技术的主推进器被省略，因为本发明的空气推进器被形成为用于陆地区域的真正的空气推进器，即用于地球大气的范围，并且不代表航天器。包括至少一个火箭发动机的火箭驱动单元提供了气道的主要运动(水平运动)，其中，根据本发明，通过用氮气燃烧氢化硅化合物，特别是硅烷油，可以实现驱动装置的特别高效率(气道的高加速度、高速度和高有效载荷，具有相当低的能量消耗，因为燃烧所需的氮气可以从大气的空气中获取)。此外，由于氮化硅是由氢化硅化合物(硅烷油)与氮气燃烧生成的，具有类似灰尘的稠度且无毒，因此空气焔在环境方面特别兼容。

氮气燃烧器包括燃烧室、通向燃烧室的氢化硅化合物供应管线和压缩空气供应管线，压缩空气供应管线供应用于氢化硅化合物燃烧的氮气和用于氢化硅化合物的氢气燃烧的氧气。空气供应管线通向空气压缩机外壳上的至少一个空气入口，其中相应的压缩装置布置在它们之间。优选地，氢化硅化合物的供应管线连接到硅烷油源，该硅烷油作为燃料被运送到机场的相应存储室中。硅烷油是液体，适合泵送。

优选地，燃烧室以这样的方式形成，即压缩空气环形地引入燃烧室，而硅烷油大致居中地引入燃烧室。优选地，燃烧室的燃料供应响应于燃烧室的压力和温度自动实现。

QQ475725346
禁止转载

燃烧室的外壳设计用于相应的高压和高温。适当地，它包括一个冷却夹套。内室可以由陶瓷或贵金属衬里保护。此外，燃烧室的外壳可以优选地至少部分由钛组成。

如果没有足够的 O₂(来自空气)用于燃烧，以燃烧氢化硅化合物的所有氢原子，并达到足够高的温度用于 N₂ 分子的裂解，则必须将额外的氧气引入燃烧室，优选作为一氧化氮。额外的氧气对随后的氮反应具有“点火介质”的作用。

在本发明的机场中使用的火箭驱动装置是一种喷气发动机和已知液体火箭驱动装置的混合物。根据本发明，两种已知系统的优点相互结合。本发明的发动机根据排斥原理工作，即与火箭发动机相当，并利用了火箭发动机的高效率，然而，使用大气中存在的氮来燃烧氢化硅化合物，使得特定

5 6

图图 1 是一个讨论过的极端速度下的机场的图解正视图；
图图 2 是该机场的火箭发动机的示意性横截面正视图(被剖开)；和
图图 3 是穿过图 1 的水平截面 2.

5

具体描述

图 1 所示的铁饼形机场 1001 除了其主要驱动装置之外，具有与上述引用的德国专利 42 15 835 中描述的空气压缩机基本相同的设计。因此，本说明书中未包含的细节可以从引 io 用的出版物中获得。

图 1 所示的机场 1001 具有铁饼形外壳，该外壳以这样的方式形成，即当铁饼形车辆倾斜穿过气体介质时产生浮力。

在机场的外围区域，提供了多个射流，优选四个，分别相 15 对于彼此偏移 90°，这些射流通过相应的传动装置 30，以相反的方向驱动沿着机场的整个外围引导的两个环。角度可调的转子叶片固定在环上。这些转子叶片作为叶轮，形成两个叶片环，利用这两个叶片环可以产生向下的气流。

关于喷射器的结构和功能的进一步细节可以从上述引用 20 的德国专利 42 15 835 中获得，因此这里不需要单独讨论喷射器。

火箭驱动器 1 设置在铁饼形机场的下表面区域。这种火箭驱动在图 1-3 中详细示出 2 和 3。在通过液压缸 16 打开相应 25 的襟翼后，火箭驱动器可以转向向下倾斜的位置。这种火箭驱动器配有一个可操纵的悬架，以便能够操纵整个航天器。根据情况需要，可以在飞机的下表面上提供多个这样的火箭驱动器 1。

火箭驱动器 1 包括如图 1 和 2 所示的燃烧室 22 和 3，其供 30 应有作为燃料的硅烷油和用于燃烧燃料的压缩空气。空气的供应在图 1 中示意性地示出 1.供应管线 4 通向火箭驱动器的燃烧室 2。空气通过进气口从机场周围的大气中获取，这里示为空气捕获箱 17，其以可倾斜的方式设置在机场的下侧。 35 空气收集箱 17 的倾斜通过合适的液压缸实现。从这里流入的空气通过管线 4 进入空气松弛装置 18，并在那里进入压缩装置 19。这两种方法都只是示意性的。强压缩空气从压缩装置 19 送入火箭驱动器的燃烧室 2。

火箭驱动器的精确设计如图 2 和 3。这里，火箭驱动器显 40 示为垂直位置。通常，它在机场的下侧有一个水平或倾斜的位置。

火箭驱动器包括燃烧室 2，其外壳 11 由合适的高温绝热材料组成，例如金属或陶瓷。优选地，外壳至少部分由钛组 45 成。它被合适的冷却套 10 包围。

此外，燃烧室形成为已知火箭驱动器的燃烧室，并且在其

50

QQ475725346
禁止转载

55

60

65

图中的下端是出口开口，该出口开口设置有用于增加燃烧气体速度的相应限制。

压缩空气的供应管线 4 通向燃烧室，该压缩空气由 6 处示意性示出的压缩机压缩。供应管线 4 将压缩空气供给到设置在燃烧室中的环 8 中，环 8 设置有多个向内指向的喷嘴出口 9，压缩空气通过喷嘴出口 9 被引入燃烧室的内部。此外，通过泵 7 引入燃烧室的硅烷油的供应管线 3 通向燃烧室并进入环 8 的内部。引入可以通过合适的注射装置(未示出)来实现。

压缩空气中的氧气部分与硅烷链中的氢气反应，形成 H2O。通过相应的氢氧燃烧，达到足够高的温度来裂解 N2 分子。现在，游离氮自由基攻击游离硅原子，从而产生所需的氮燃烧。

空气阻力极低。然而，仍然有足够的空气用于所需的燃烧。在这个区域，飞机可以通过节流火箭发动机在太空的起点飞行，如果需要的话，这些发动机可以提供富含能量的液态氮氧化合物。在某个时间点，火箭发动机可以完全关闭，因为尽管后来开始减速，高速度仍然足够长的巡航距离。由陶瓷制成的机翼下侧的减速越来越大，允许在涡轮机再次启动的情况下进行着陆操作。

因此，可以达到非常高的速度和非常的高度，其中，通过利用航行效果，飞机可以在没有任何驱动的情况下行进。由于涡轮驱动，单点着陆是可能的，因此机场有非常大的应用范围。

我们声称：

- 1. 一种用于极高速度和极高高度的铁饼形机场，包括：铁饼形外壳，其被构造成在水平穿过气体环境时产生浮力；沿着壳体的外围区域设置的射流装置，用于产生升力；在所述外壳上的至少一个火箭驱动器，用于氢化硅化合物的反应，以产生空气的水平运动，并包括氮燃烧器，其中氢化硅化合物在作为氢化硅化合物的氢的氧化剂的大气氧存在下，在升高的温度下与大气氮一起燃烧；和将所述氢化硅化合物和大气送入所述燃烧器的装置。
- 2. 根据权利要求 1 所述的空气压缩机，其中所述火箭驱动器燃烧硅烷油。
- 3. 根据权利要求 2 的空气压缩机，其中所述进料装置向所述燃烧器供应化学式为 Si_5H_{12} 至 Si_9H_{20} 的硅烷油。
- 4. 根据权利要求 1 所述的空气发动机，还包括除了大气

氮之外，向火箭驱动装置供给用于燃烧的氮化合物的装置。

- 5. 根据权利要求 1 所述的空气发动机，其特征在于，所述火箭驱动器包括燃烧室、通向所述燃烧室的氢化硅化合物的供应管线、以及通向所述燃烧室的大气氮和大气氧的供应管线。
- 6. 根据权利要求 5 所述的空气压缩机，其特征在于，用于大气氮气和大气氧气的供应管线连接到压缩空气源。
- 7. 根据权利要求 5 所述的空气压缩机，还包括用于将压缩空气环形引入燃烧室的装置。
- 8. 根据权利要求 5 所述的空气压缩机，还包括用于所述燃烧室的冷却套。
- 9. 根据权利要求 8 所述的空气压缩机，其中所述燃烧室具有至少部分由钛构成的外壳。
- 10. 根据权利要求 5 所述的空气压缩机，还包括用于响应燃烧室的压力和温度自动控制将氢化硅化合物、压缩空气和氮化合物引入燃烧室的装置。
- 11. 根据权利要求 5 所述的机场，其中所述火箭驱动器设置在所述铁饼形外壳的底部区域。
- 12. 根据权利要求 11 所述的空气压缩机，还包括用于将所述火箭驱动器安装成从外壳的底部区域向外摆动的装置，使得所述火箭驱动器横向倾斜地起作用。
- 13. 根据权利要求 12 所述的空气压缩机，还包括在所述铁饼形外壳的底部区域中的至少一个进气口。
- 14. 根据权利要求 13 所述的空气压缩机，其特征在于，所述进气口形成为空气箱，该空气箱适于从底部区域向外摆动并横向倾斜作用。

美国专利 [i9]
Kiria

[li] 专利号: 6 050 520
[45] 专利日期: 2000 年 4 月 18

[54]垂直起降飞机

5, 102, 066 4/1992 Daniel 244/23 C
5, 170, 963 12/1992, 小贝克 244/12.2
5, 203, 521 4/9933 Dvy 244/12.2

主考官——伍德罗·艾尔缀德
 律师、代理人或公司——纳氏律师事务所

[76]发明人: 斯坦利·基里亚, 河路 81 号。康涅狄格州深河, 邮编: 06417

[21] 应用。编号: 09/157, 730

[22] 归档: 1998年9月21日

[51] **Int. Cl.7 B64C 15/00**

[52] 美国 C1 244/23a; 244/23° C; 244/12.2;

[58] 搜索范围 244/23 A, 12.2,
244/12.3, 17.19, 23°C, 65, 67, 10, 19

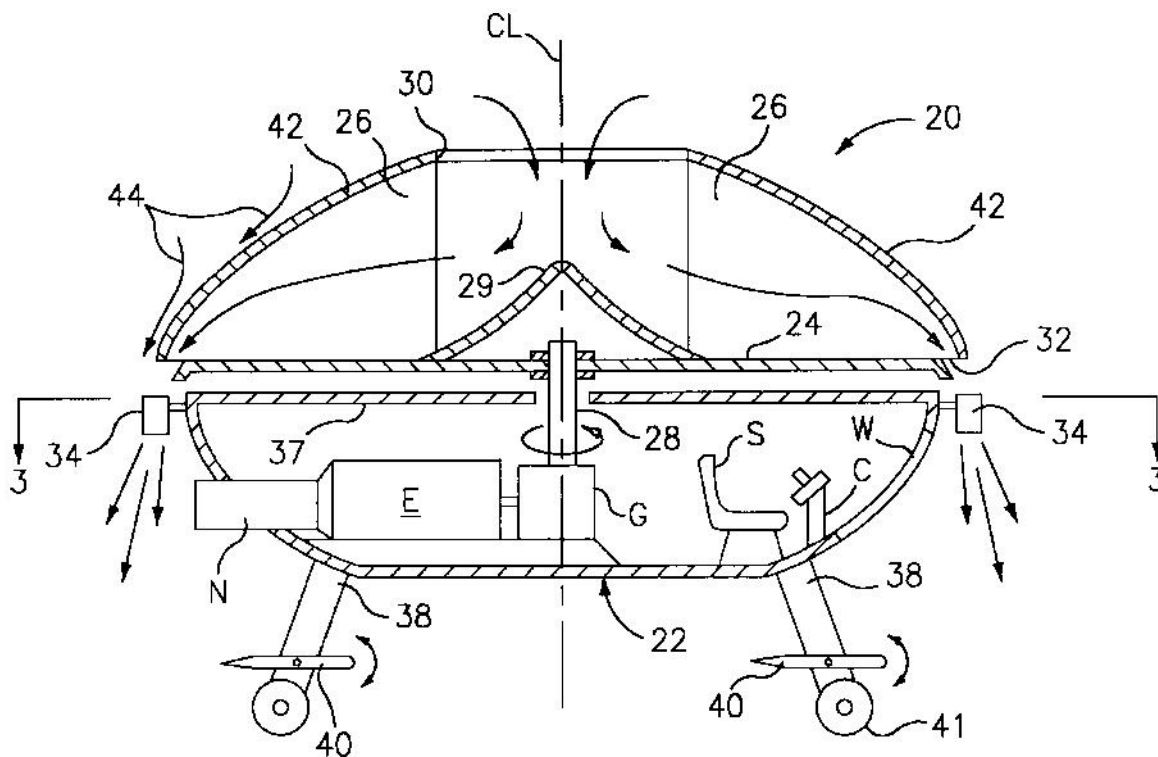
[57]摘要

一种用于垂直起飞和着陆的飞机，包括安装在从机舱顶部延伸的旋转驱动轴上的转子组件。转子组件由截锥形顶部、间隔开的圆形底部和在顶部和底部之间径向延伸的内部叶片组成，形成空气叶轮。在操作中，空气通过顶部的中央进气口吸入，并通过围绕转子组件圆周的环形喷嘴排出。当顶部旋转时，额外的空气通过与顶部半径成一定角度安装在顶部表面的铲子被撞击。由于转子组件的发动机的旋转而施加到机舱的扭矩被从机舱侧壁延伸到从喷嘴向下流动的气流中的多个翼片产生的反作用力抵消。

[56]引用的参考文献

美国专利文件

11 项权利要求, 4 张图纸



2, 718, 364 9/15/95 v. 克拉布特里 244/12
2, 835, 073 5/11/95 v. 第 244/12.2 号决议
2, 927, 746 3/19/96 Melen 244/12
2, 997, 254 8/11/95 v. 马尔格雷夫 244/12
3, 104, 853 Ozm! Kern 244/12
3, 170, 529 2/19/95 Kelley 等人 244/23 C

QQ475725346
ONE OR ET

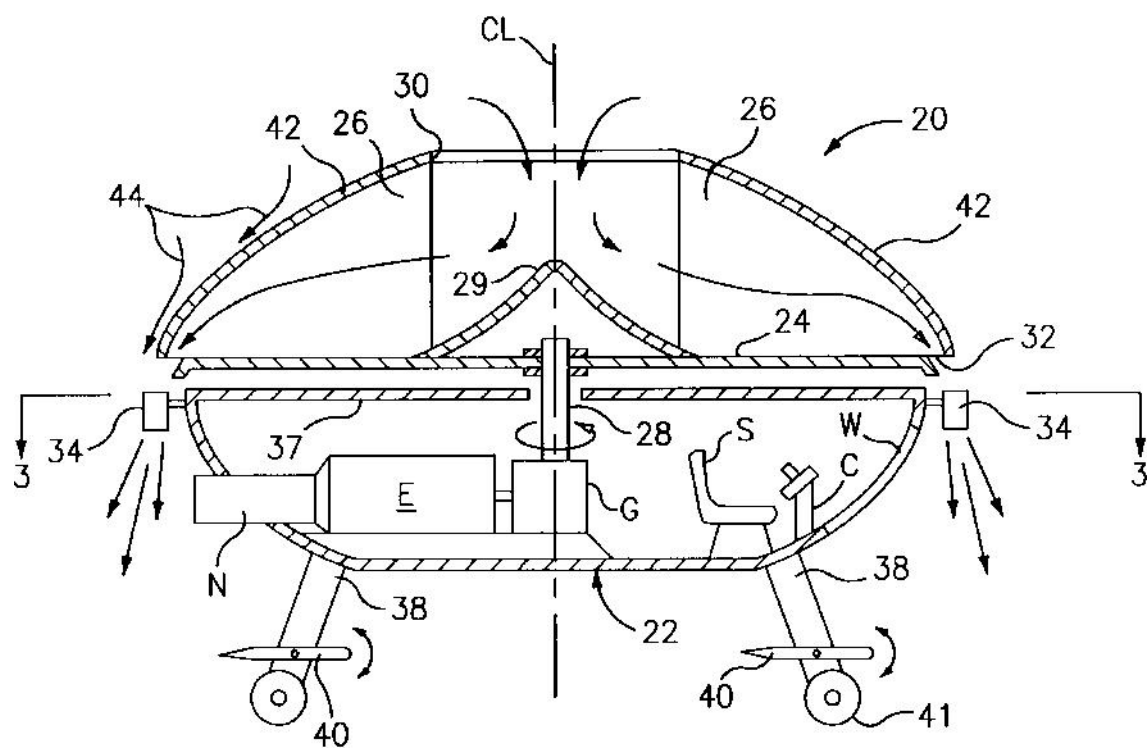


图 1

禁止转载

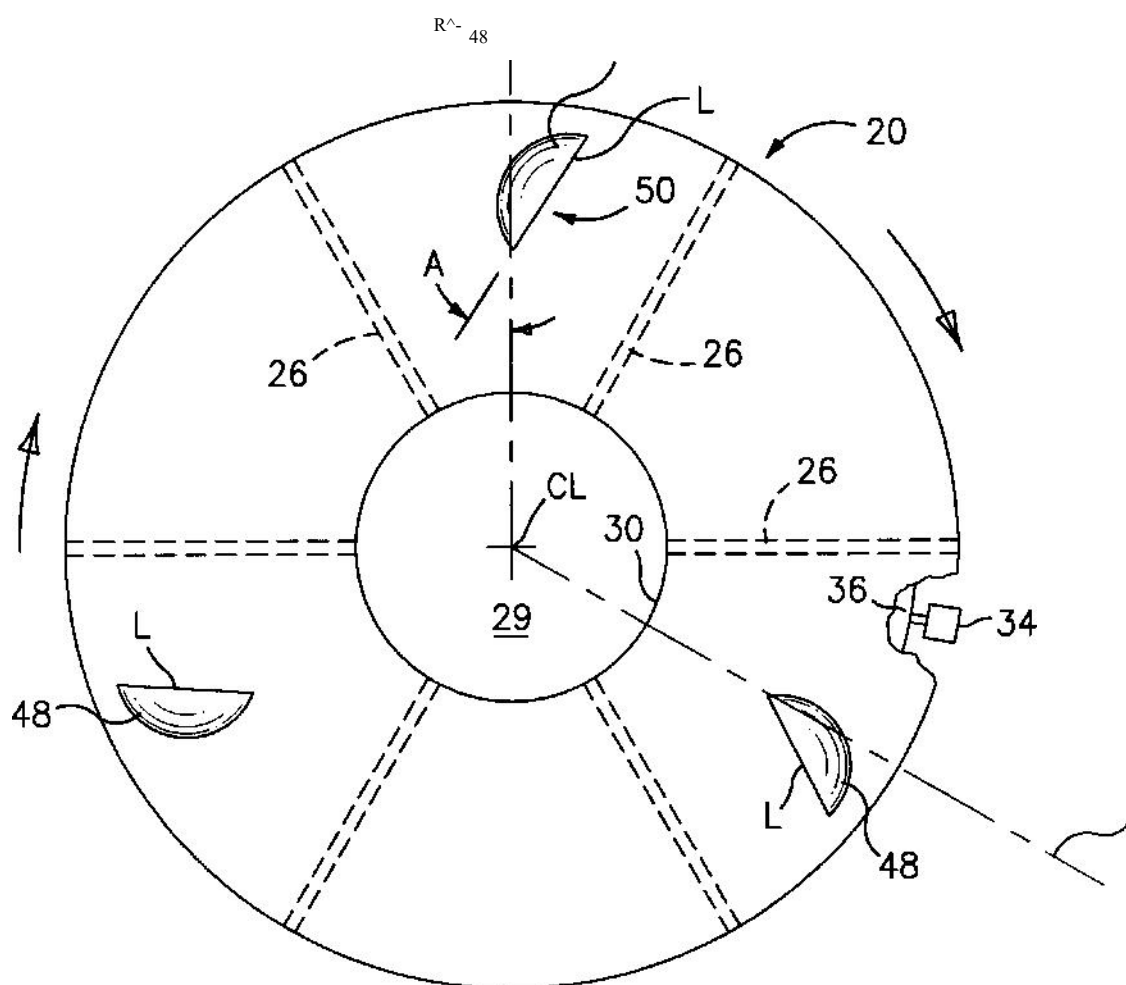


图 2

美国专利 2000 年 4 月 18 日， 第 1 页， 共 4 6， 050， 520 页

禁止转载

美国专利 2000 年 4 月 18 日， 第 1 页， 共 4 6， 050， 520 页

禁止转载

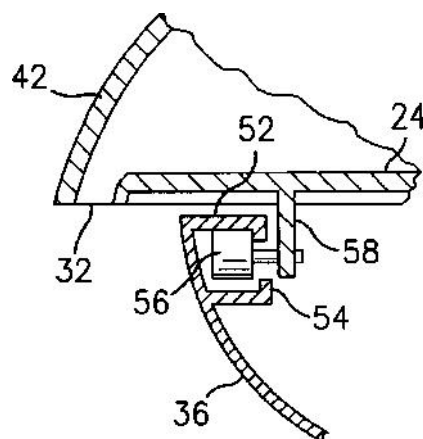


FIG. 8

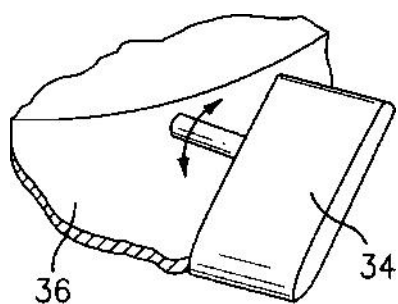


FIG. 7

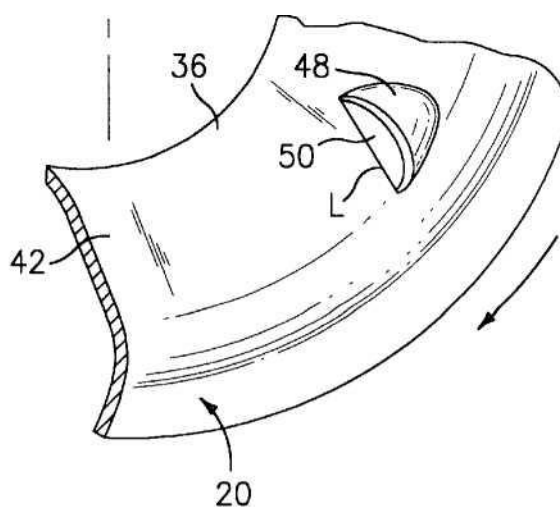


FIG. 4

垂直起降飞机

技术领域

本发明涉及飞行器，特别是能够或多或少垂直悬停和起飞以及降落的动力飞行器。

背景

伊戈尔·西科尔斯基首创的传统直升机以其或多或少垂直起飞和降落的能力以及在静止点悬停的能力而闻名。直升机类型的飞机已经被证实，并且通过它们垂直起飞和降落的能力具有很大的实用性。他们拯救了许多生命，完成了原本不可能完成的任务。然而，当机器过于靠近静止物体，如树木等时，普通直升机的叶片容易受到外来物体的损坏。现在熟悉的直升机类型的旋翼和桨叶系统往往涉及许多运动部件，使它们的制造和维护变得复杂。因此，长期以来一直在努力开发其他类型的垂直起降飞机。

人们追求的途径之一是制造带有内部空气流动系统的圆形或环形飞机。例如，美国专利。授予 Mellen 的第 2, 927, 746 号专利描述了一种具有中心叶轮的圆盘形飞行器，该叶轮使空气径向流过飞行器的顶部并从外围向下流动。美国专利。克拉布特里的第 2, 718, 364 号专利描述了另一种圆形飞机，其中有一个内部螺旋桨，迫使空气通过机器中心的开口向下流动。美国专利。授予 Mulgrave 的第 2, 997, 254 号专利描述了一种盘形飞行器，其中内部径向风扇从飞行器周边周围的喷嘴向下排放空气。美国专利中的小贝克。第 5, 170, 963 号描述了一种垂直起飞和着陆飞机，该飞机具有一个管道风扇，该风扇将空气沿径向向外排放到位于圆盘形飞行器外围的翼型上。翼型上的气流也会引起向下的气流，穿过飞行器的顶面，增加升力。美国专利。Klein 的第 3, 104, 853 号专利描述了一种垂直起飞和着陆机器的实施例，其中向下弯曲的、开放的离心叶轮使空气向下流动。围绕飞行器外围的叶片对抗飞行器机舱部分响应叶轮旋转的趋势。本发明代表了先前发明人的概念和思想的演变的延续。

摘要

本发明的一个目的是提供一种能够或多或少垂直起飞和着陆以及悬停的动力飞行器。本发明的另一个目的是提供一种垂直起飞和着陆类型的飞机，其具有比传统类型直升机的叶片和旋翼系统更不易损坏的提升装置。

根据本发明，飞机包括机舱和安装在从机舱垂直向上延伸的旋转轴上的转子组件。轴由机舱中的原动机(如燃气涡轮发动机)旋转。转子组件包括具有中央进气口的截锥形顶部、与顶部间隔开的圆形底部以及在顶部和底部之间垂直延伸的叶片；形成一个

封闭式叶轮。在顶部和底部的圆形外边缘之间形成面向下的环形喷嘴。在操作过程中，转子组件旋转，通过中心开口吸入空气，并通过喷嘴向下吹。由于转子组件的旋转向机舱施加扭矩，所以在机舱上提供了用于抵消扭矩的装置。优选地，该装置包括多个固定在机舱外部的可变方向的突出部。从喷嘴吹出的空气冲击在翼片上，从而向机舱施加与扭矩相反的反作用力。

在一个优选实施例中，飞行器在顶部的上表面上具有多个铲子，围绕顶部在其外圆周附近间隔开。每个勺子具有面向转子组件适于旋转的方向的开口。转子组件的旋转导致空气被压入进气口，然后空气通过喷嘴排出，显著增强了顶部组件产生的升力。勺子或者是固定定向的，因此它们的开口与顶部的半径成一个角度，或者它们的定向是可调节的。在本发明的另一方面，多个支柱从船的底部延伸，以便于船在表面上着陆。支柱上连接有可枢转的翼型，以帮助在飞行过程中控制飞行器的方向。

飞行器光滑的外部设计和没有暴露的叶片使得本发明的改进的飞行器比更传统的直升机飞得更快。与传统直升机相比，通常与叶片和叶片控制机构相关的高维护成本将会降低；由于转子组件的陀螺效应，新船将相对安静，振动小，部件少，稳定性好。圆形或碟形状也能提高机身强度。

从以下优选实施例和附图的描述中，本发明的前述和其他目的、特征和优点将变得更加明显。

附图简述

图 1 是飞机的垂直部分横截面。
图 2 是图 1 的飞机的俯视图 1，显示转子组件。
图 3 是图 1 的飞机的机舱(或下部)的俯视图 1。
图 4 示出了固定的进气口，其位于图 1 的飞机的转子组件的顶面上 1。
图 5 示出了具有可变方向的进气口。
图 6 示出了飞机机舱外壳的外边缘的一部分，示出了用于机舱外围的指引翼片的保护环。
图 7 详细示出了位于机舱外围的可移动翼片，用于改变来自转子组件的空气弯曲的方向，并用于向机舱施加反扭矩。
图 8 示出了包含周向滚柱轴承的飞行器外围的垂直截面片段，该周向滚柱轴承在转子组件和机舱之间承载推力载荷。

描述

从概念上描述了本发明，并且示意性地示出了各种元件。因此，可以理解

QQ475725346
禁止转载

各种元件之间的比例实际上可能与附图中所示的不同。还应当理解，各种轴承、支撑结构、控制装置以及类似的东西没有详细描述，因为它们在与飞机和相关机械相关的技术人员

的普通技能范围内。
飞机由机舱 22 组成，机舱 22 上方安装有转子组件 20。图 1 示出了部分垂直截面和图 2 示出了飞机发明的优选实施例的俯视图。图 3 示出了机舱的顶部剖视图。转子组件安装在从机舱垂直向上延伸的可旋转轴 28 的上端。在操作过程中，转子组件旋转(沿图中箭头所示的俯视图的顺时针方向)2)，以诱导升力，如下所述。

转子组件 20 由用于移动空气的封闭叶轮组成，该叶轮提升飞机。六个径向叶片 26 在组件的弯曲顶部 42 和平坦圆形底部 24 之间延伸。可以使用更多或更少的弯曲叶片，而不是直叶片。顶部呈扁平的截头圆锥形，开口底部朝下。参见图 1。围绕转子组件的外围，喷嘴 32 的环形开口形成在顶部 42 和底部 24 的外部圆形边缘之间。在转子组件的顶部 42 的中心是进气口 30。开口 30 的直径约为飞行器外径的三分之一。弯曲的锥形气流整流罩 29 安装在开口 30 下方的底部 24 的中心。

当转子组件随着轴 28 围绕机器的中心线 C1 旋转时，空气通过开口 30 被向下吸入，通过叶片 26 的作用径向向外推动，然后通过喷嘴 32 向下排出，如图中箭头所示 1。如图 4 中箭头 44 所示如图 1 所示，从喷嘴 32 向下排放空气倾向于引起空气向外和向下流动，穿过顶部的外表面，从而降低飞行器顶部的压力，并引起升力。同样，由于空气被吸入进气口，转子组件顶部上方的压力降低，从而导致升力增加。

如图 2 所示如图 2 所示，围绕顶部 42 的周边有至少三个等距隔开的空气勺 48。图 4 示出了典型的固定进气口 48。它形成为从顶部 42 的表面升起的球状突起，并且具有开口 50，该开口 50 通常面向使用期间顶部旋转的方向。当直接俯视顶部时，开口 50 具有长度 L，该长度 L 与顶部的半径 R 成大约 30 度的优选角度 α ，该半径位于垂直于顶部的旋转轴线，即轴 28 的长度轴线的平面中，并且该半径穿过勺子长度的最内点。参见图 2 和 4。勺子开口最里面的边缘，也就是最靠近顶部中心的边缘，大约是半径长度的三分之二。开口 50 的长度 L，即勺子前缘的标称长度，以优选的 30 度角延伸，终止于顶部的周边或外圆周附近。在其他情况下，勺子的前边缘可以稍微弯曲。在这种情况下，限定勺子前边缘的平均路径的直线将被制成沿着角度 α 。优选地，当沿着顶部表面直接看勺子开口时，开口形状近似于圆的弦段的形状，如从图 3 中可以想象的那样 4。在顶部旋转期间，空气被压入每个勺子，然后由叶片 26 的外端作用，并从圆周喷嘴

开口 32 排出。

实验表明，在转子组件的旋转过程中，戽斗由此显著增加了通过中央入口的空气流量，增加了在任何给定旋转速度下通过喷嘴排出的空气量。在下述小型转子组件上进行的实验表明，与顶部没有铲斗时相比，使用上述 3 个铲斗时，提升力增加了 75%。可以使用不同数量的勺子，并且它们不必局限于优选的比例和位置。勺子开口的高度可以变化，形状也可以变化。铲斗可替换地以这样的方式构造，使得它们在飞行操作期间可以变平或缩回到顶部的表面中，达到在飞行器高速横向运动期间可能期望的程度。

如图 2 所示如图 5 所示，勺子 48' 的另一个实施例包括圆形底座 49，可旋转地捕获在顶部 42 的表面上。利用合适的伺服机构和控制器，勺子 48' 的开口 50' 的方向可以从表征固定勺子的优选 30 度角 α 变化。

机舱 22 由外壳 36 组成，三个支腿 38 从外壳 36 向下延伸。腿在其下端具有轮子 41，用于在飞行器不飞行时在地球表面支撑飞行器。或者，滑道可以代替车轮。如图 2 所示 1，在横截面中，飞机外部由顶部和机舱外壳的外表面限定；并且，该形状通常是传统升力产生翼型的形状，其中顶部上的前后距离大于沿着底部的相同距离。因此，在横向运动中，由于飞行器形状而产生的升力是存在的。

包含在机舱 22 内并安装在外壳 36 的地板上的是原动机 E，例如燃气涡轮发动机。来自燃气轮机的废气从喷嘴 N 排出，喷嘴 N 穿过机舱的侧壁，从而横向推动飞行器并帮助其垂直向上运动。喷嘴 N 装配有未示出的流动转向和流动反向装置，该装置在垂直起飞和着陆固定翼飞机领域中是已知的，以控制废气被引导的方向。禁止转载管道风扇或螺旋桨，由任何类型的原动机驱动，可以交替使用。

燃气轮机的旋转轴输出连接到减速齿轮和传动装置 G(示意性示出)，以驱动旋转垂直轴 28，从而旋转转子组件 20。机舱外壳由屋顶 37 组成。操作者配备有座位 S 和控制垂饰 C。驾驶室外壳 36 的侧壁中的窗口 W 为操作者提供了外部可视性。燃油箱和发动机控制器将被理解为在机舱内，并且它们未被示出。

围绕机舱外壳 36 的圆周侧壁的上边缘的周边是四个或更多个可调节的突出部 34。参见图 1，2，3 和 7。突出部 34 被定位成使得它们正好位于转子组件的喷嘴 32 下方。如图 2 所示如图 7 所示，翼片可调节地枢转，使得从喷嘴 32 流出的一些向下流动的空气可以相对于竖直方向偏转所需的角度。由于气流的偏转，每个翼片上的合成反作用力作为力矩传递给机舱。通过适当选择翼片 34 的数量和尺寸，并适当调整翼片的角度方向，通过

QQ475725346

禁止转载

50

55

60

65

5 6

因此，当原动机驱动转子组件时，它可以被突片上的反作用力抵消。因此，操作者可以使驾驶室窗户沿着恒定的期望方位朝向，或者沿着期望的方向缓慢旋转。图图 6 示出了环 46 如何可选地在突出部 34 的外侧围绕飞行器的周边延伸，以保护它们在飞行器接触固定物体时免受可能的损坏。如所建议的，可以使用少于或多于四个标签。在某些飞行器中，例如以恒定的转子装配速度运行的小型飞行器，一些或所有翼片可以与气流成固定的角度。

支柱 38 从机舱壳体下方向下延伸，支柱 38 在其最下端具有轮子 41。如图 2 中的虚线所示 3、支柱布置成三轮车齿轮布置。根据已知的原理，轮子可以是可旋转和可操纵的，以便当飞行器设置在平坦的表面上时，例如机场停机坪或跑道能够使飞行器灵活运动。每个支柱的轮子正上方是基本水平设置的翼型 40。参见图 1。如翼型 40 附近的箭头所示，每个翼型可绕支柱上的枢轴点旋转。因此，在飞行器的向前飞行运动期间，翼型的角度取向可以一起或单独变化，以改变飞行器的姿态，使飞行器滚动，并提供一些升力。

来自燃气涡轮发动机的排气的一部分，或者由燃气涡轮发动机或替代的原动机以其他方式移动的空气，也可以从链条侧壁以切线方向从外部排出，和/或在不同位置从机舱壳体垂直向下排出，以增强或替代已经描述的翼片 34 和翼型件 40 的期望动作。

优选地，转子组件仅由轴 28 支撑，如上所述。然而，另一种结构也在考虑之内，其中轴可以主要仅用于旋转，转子组件在机舱上的向上推力由多个外围滚柱轴承 56 吸收，如图 1 所示 8。参考该局部图，圆周裙部 58 围绕转子组件的底部 24 的下侧延伸。一系列滚柱轴承安装在从裙部径向向外延伸的轴上。由上凸缘 52 和下凸缘 54 组成的通道围绕机舱外壳 36 的顶部内部延伸。

本发明的一个特征是，由于叶轮内空气的压缩，空气被加热。内部空气加热旋翼组件的顶部，该顶部是飞机的顶部，有利地有助于防冰效果。

如图 1 所示的小型原型旋翼组件 1 由铝板金属制成并经过测试。它具有大约 16.5 英寸的外径、5.5 英寸直径的入口孔 30、大约 3 英寸的叶轮峰值高度以及具有大约 0.625 英寸间隙开口的圆周喷嘴 32。以大约 500 转/分的速度旋转产生大约一磅的升力。当添加三个上述固定 30 度角类型的勺子时，每个勺子具有大约 3 英寸长和 3 英寸高的开口，提升增加到大约 1.5 磅。本发明的概念将理想地体现在更大的实验飞行器中，例如具有大约 16.5 英尺的外部转子组件直径和大约 5.5 的入口开口 30 的飞行器。英尺直径，以及大约 3 英尺的内部峰值高度(靠近开口)。据信，这种旋翼组件能够为重达 2000 磅的飞行器提供升力。这种飞行器可以由轻质金属合金和工程复合材料构成。

尽管已经参照优选实施例显示和描述了本发明，但是本领域技术人员将理解，在不脱离要求保护的发明的精神和范围的情况下，可以对其形式和细节进行各种改变。

我声称:

1.一种适于垂直飞行运动的飞机，包括:机舱，其包含用于给可旋转转子组件提供动力的原动机，其中在飞行操作期间，原动机向机舱施加扭矩;

由原动机驱动的从机舱向上延伸的可旋转轴;转子组件，安装在机舱上方，连接到轴上，并适于相对于机舱在期望的方向上旋转;包括具有中央入口的截锥形顶部;与顶部隔开的圆形底部;以及转子叶片，在转子组件的顶部和底部之间径向延伸，从中心入口附近延伸到所述顶部和底部的外圆周附近;

其中，顶部和底部的外部圆形边缘形成面向下的环形喷嘴，用于从转子组件内排出空气;

顶部、底部和叶片的组合形成空气移动叶轮，使得当顶部组件旋转时，空气通过顶部的入口弯曲，径向向外经过叶片，然后向下通过所述喷嘴;还有，

机舱上用于抵消所述扭矩的装置。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中用于抵消所述扭矩的装置包括围绕机舱外围间隔开的多个翼片，这些翼片沿着从所述喷嘴排出的空气的流动路径放置。

3. 根据权利要求 2 所述的飞机，还包括在所述翼片外侧围绕机舱延伸的圆环。

4. 根据权利要求 1 所述的飞机，还包括安装在顶部表面上的多个空气勺;每个勺子具有面向转子组件适于旋转的期望方向的开口;每个勺子开口的长度横跨顶部，使得其最外端靠近顶部的周边，并且使得其最内端更靠近顶部的中心入口开口;其中转子组件的旋转导致空气通过进气口进入叶轮内部。

5. 根据权利要求 4 所述的飞机，其中每个庖斗的开口长度与穿过庖斗长度最内端的顶部半径成一角度。

6. 根据权利要求 5 所述的飞行器，其中每个勺形开口的长度固定地定向成与所述半径成一角度。

7. 根据权利要求 6 所述的飞机，具有三个等间距的铲子;每个勺子具有与所述半径成 30 度角的开口长度。

8. 根据权利要求 5 所述的飞机，其中每个铲可在顶部表面上旋转调节，因此每个铲的开口长度的方向可相对于所述半径变化。

9. 根据权利要求 1 所述的飞机，还包括从机舱底部向下延伸的支柱;以及可枢转地安装在支柱上的翼型，用于在向前运动飞行期间改变飞机的方位。

10. 一种适于垂直飞行运动的飞机，包括:

QQ475725346
禁止转载

机舱，其包含为可旋转转子组件提供动力的原动机，其中所述原动机在飞行操作期间向所述机舱施加扭矩；
由原动机驱动的从机舱向上延伸的可旋转轴；
转子组件，安装在机舱上方，连接到轴上，并适于相对于机舱在期望的方向上旋转；包括具有中央入口的截锥形顶部；与顶部隔开的圆形底部；以及转子叶片，在转子组件的顶部和底部之间径向延伸，从中心入口附近延伸到所述顶部和底部的外圆周附近；
其中，顶部和底部的外部圆形边缘形成面向下的环形喷嘴，用于从转子组件内排出空气；
转子组件顶部、底部和叶片的组合形成空气移动叶轮，使得

当顶部组件旋转时，空气流过顶部的入口开口，径向向外经过叶片，然后向下通过所述喷嘴；
用于抵消所述扭矩的装置，包括多个围绕舱室周边间隔开的突出部，并沿着从所述喷嘴排出的空气的流动路径放置；还有，
安装在顶部表面上的多个进气口，每个进气口具有面向转子组件适于旋转的期望方向的开口，使得转子组件的旋转导致空气被冲入进气口。
11.根据权利要求 10 所述的飞机，还包括从机舱底部向下延伸的支柱；以及可枢转地安装在支柱上的翼型，用于在向前运动飞行期间改变飞机的方位。

(i2) >美国专利
小米迪。

(io) 专利号: 6, 179, 247 美元
(45) 专利日期: 2001 年 1 月
30 日

(54) 个人空运

(76) 发明人: 联合谷路 752 号, 卡尔·米尔德。美国纽约州马
哈奇市, 邮编: 10541

(*) 注意: 根据《美国法典》第 35 篇第 154(b) 节, 本
条款
专利有效期延长 0 天。

(21) 应用。编号: 09/352, 522

(22) 归档: 1999 年 7 月 13 日

相关美国应用数据

(63) 1999 年 2 月 9 日提交的申请号 09/247, 163 的部分继续。

(51) Int. Cl. 7 B64C 15/00; B64C 29/00;
F02B 73/00

(52) 美国 Cl. 244/23a; 244/23° C; 60/716

(58) 搜索领域 244/12.2, 23 A,
244/23° C; 60/716, 717, 718

(56) 引用的参考文献

美国专利文件

D.292, 194 10/1987 Moller D12/5
D.312, 068 11/1990 Moller D12/326
2, 282, 612 * 5/1942 舒尔茨 60/716 X
3, 082, 977 * 3/1963 Arlin 244/17.23
3, 599, 901 8/1971 Relkin 244/12 B
3, 614, 030 瓦/瓦摩尔 244/23 摄氏度
3, 640, 489 * 2/1972 Jaeger 244/23 C

3, 863, 869 2/1975 Bachman 244/23 D
3, 933, 325 * 11/1976 Kaelin 244/23° C
4, 071, 207 11/1978 Piasecki 等人 244/23 D
4, 202, 518 5/1980 Burnham 等人 244/12.1
4,230,292 10/1980 Van 244/23 D
4,457,476 7/1<9 〇〇〇〇 Amdresevtz 244/23 C
4,795,111 Moller 244/23 C
5,115,996 5//W2 Moder 244/12.5
5,213,284 5//〇〇〇〇 Webster 244/23
C
5,239,830 * 8//〇〇〇〇 Banthin et al. 60/718
5,653,404 8//〇〇〇〇 Ploshdn 244/12.2
5,881,970 3/t999 Vhutesides 244/23
C

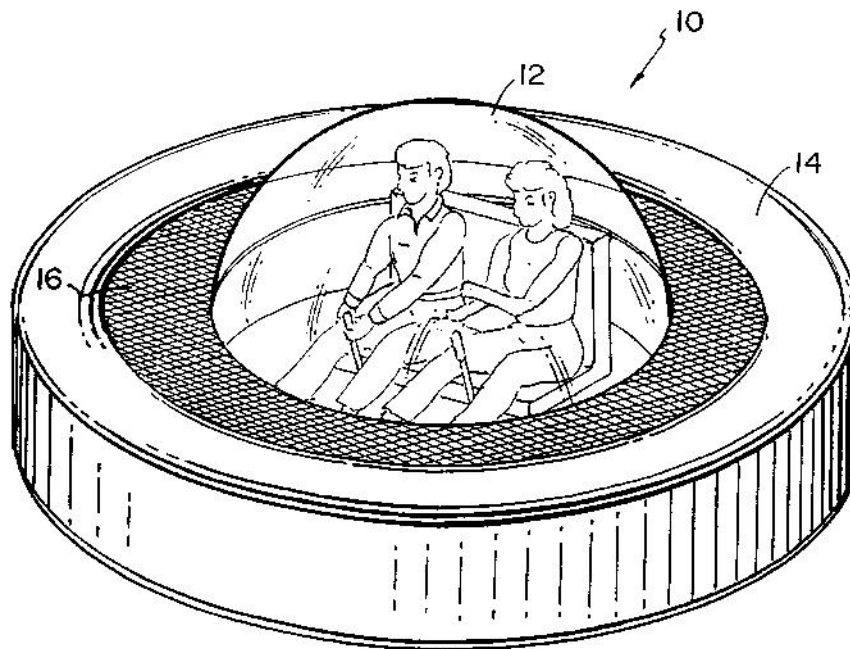
*由审查员引用

主考官——罗伯特·斯韦泰克(74) 律师、代理人或事务所—
—米德、霍夫伯格和马克林, LLP

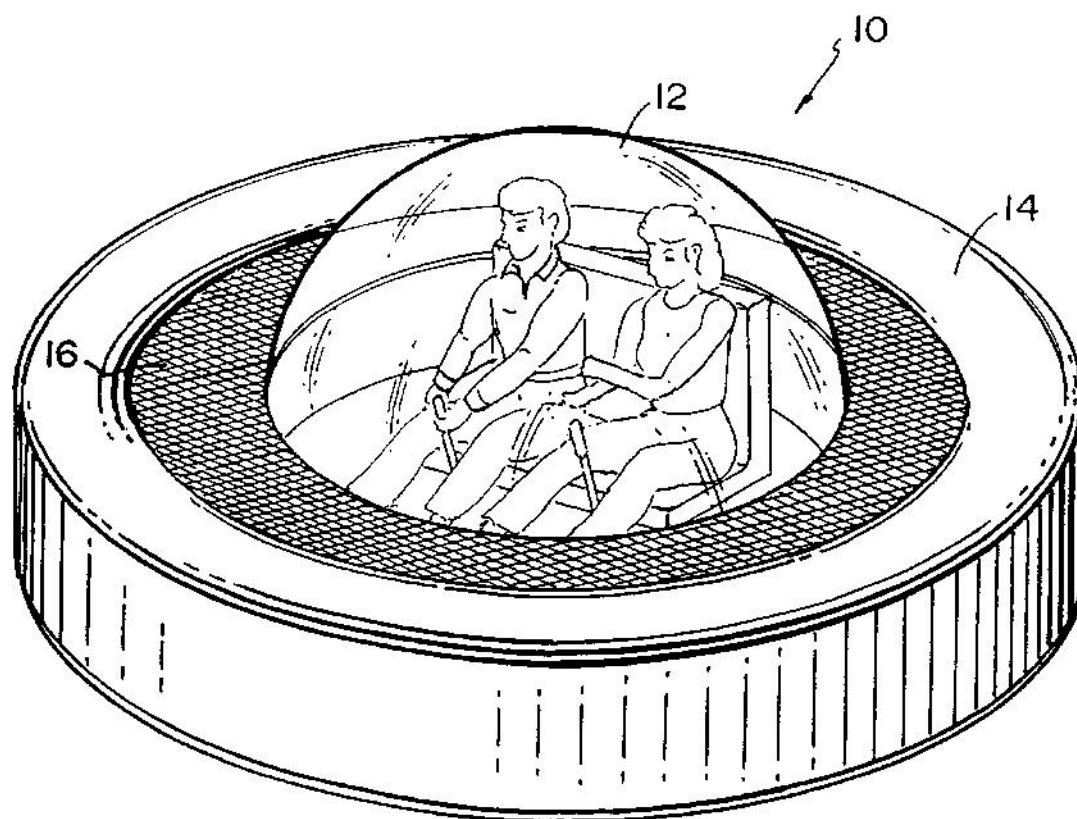
(57) 摘要

无翼个人航空运输包括两个主要部分: 首先, 基本水平的圆形内平台的外端具有第一直径 D1。该内平台具有用于承载至少一个人的座位和护罩, 该护罩形成向外并向下延伸至其外端的光滑上表面。第二, 基本水平的环形外平台与内平台同轴布置。该外部平台具有带有第二直径 D2 的中心开口和护罩, 护罩形成向内并向下延伸向其中心开口中的基本平滑的上表面。第二直径 D2 大于所述第一直径 D1。优选地, 在内外平台之间的空间中布置有至少五个推进器, 以提供向下的空气推力。同样优选地, 透明的半球形塑料泡布置在内平台的顶部, 以保护乘客并提供平稳的空气流动。

37 项索赔, 12 张图纸



禁止转载



图一

QQ475725346

禁止转载

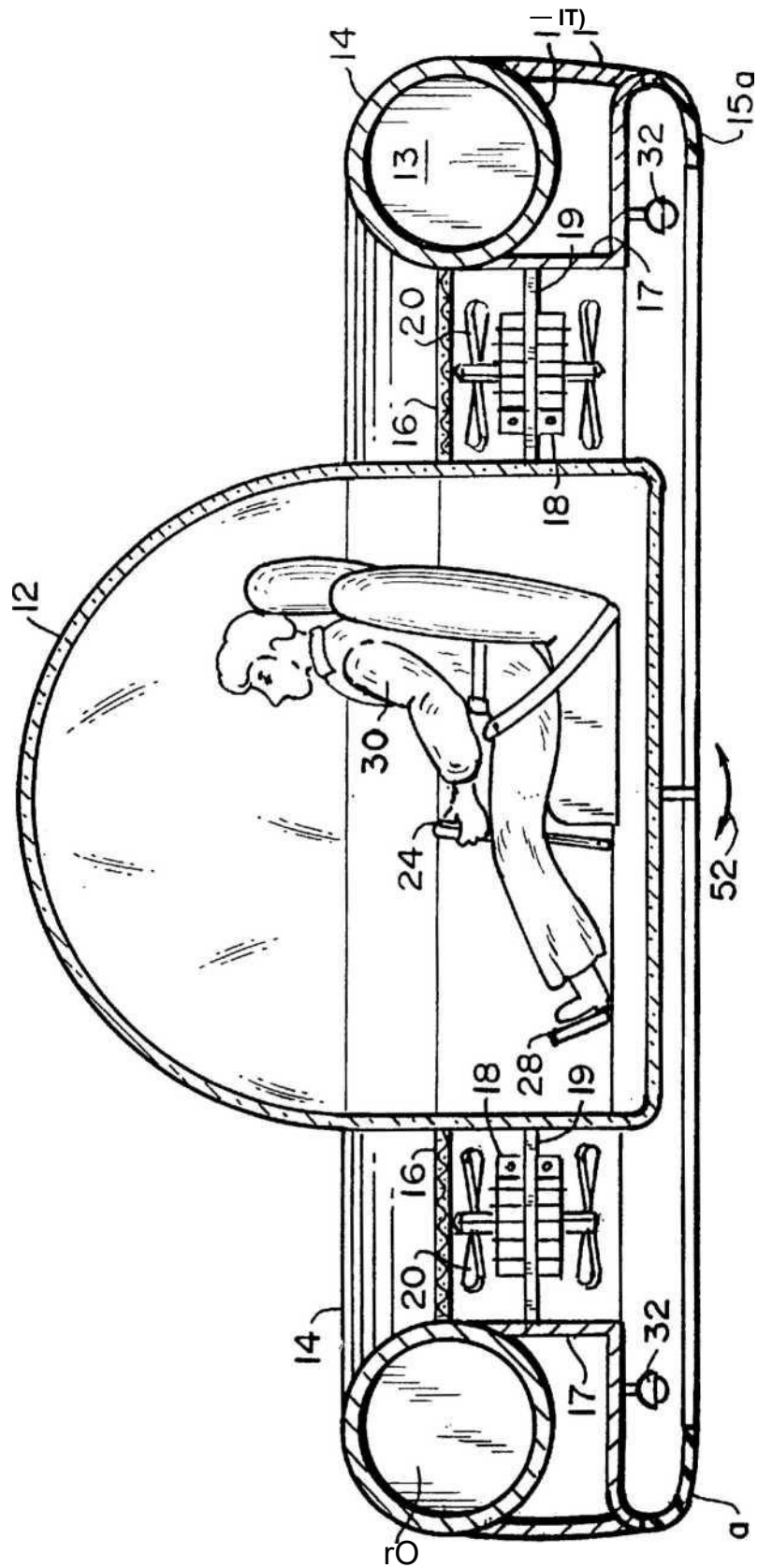


图
2

美国专利 2001 年 1 月 9330 日，第 12 页，美国专利号 6, 179, 2001

禁止转载

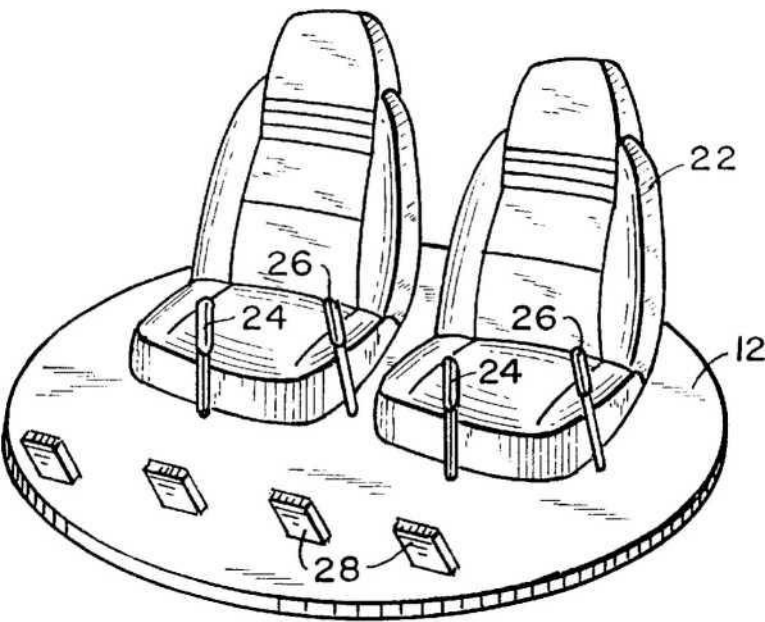


图 5

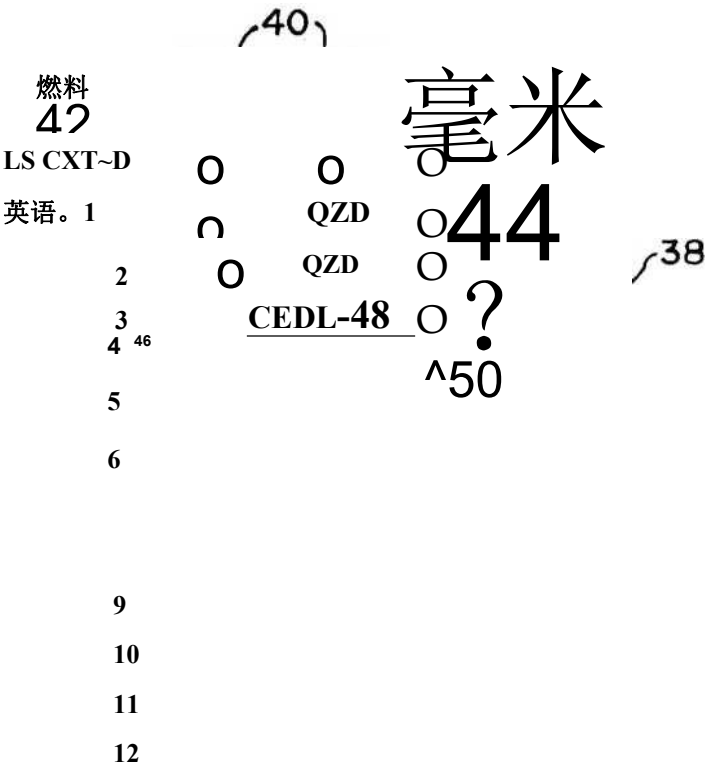


图 6¹³

禁止转载

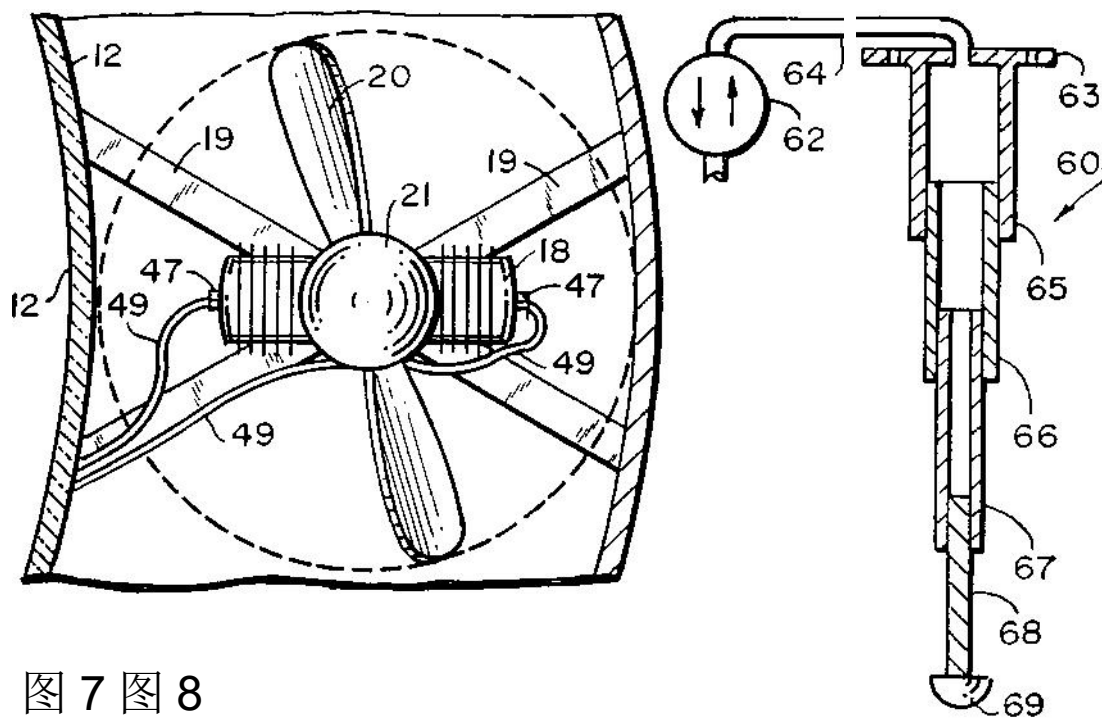


图 7 图 8

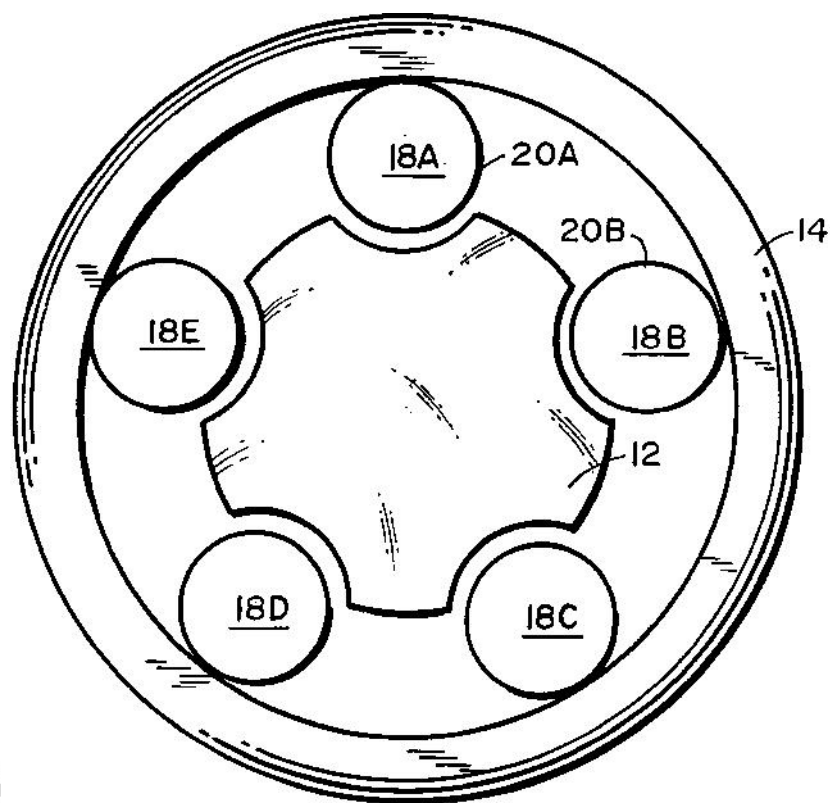


FIG.9

美国专利 2001 年 1 月 9 日，第 12 页，美国专利号 6, 179, 2001

一个 ORET

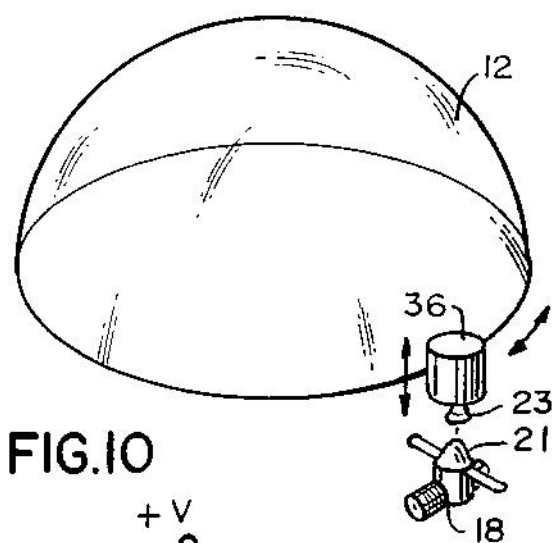


FIG. 10

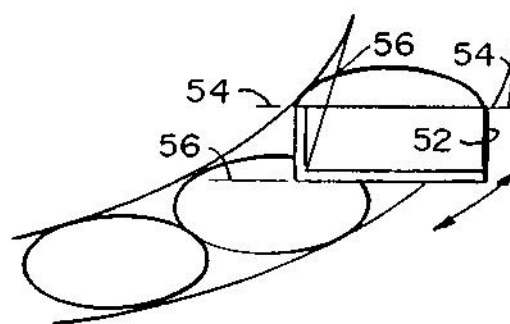


FIG. 11

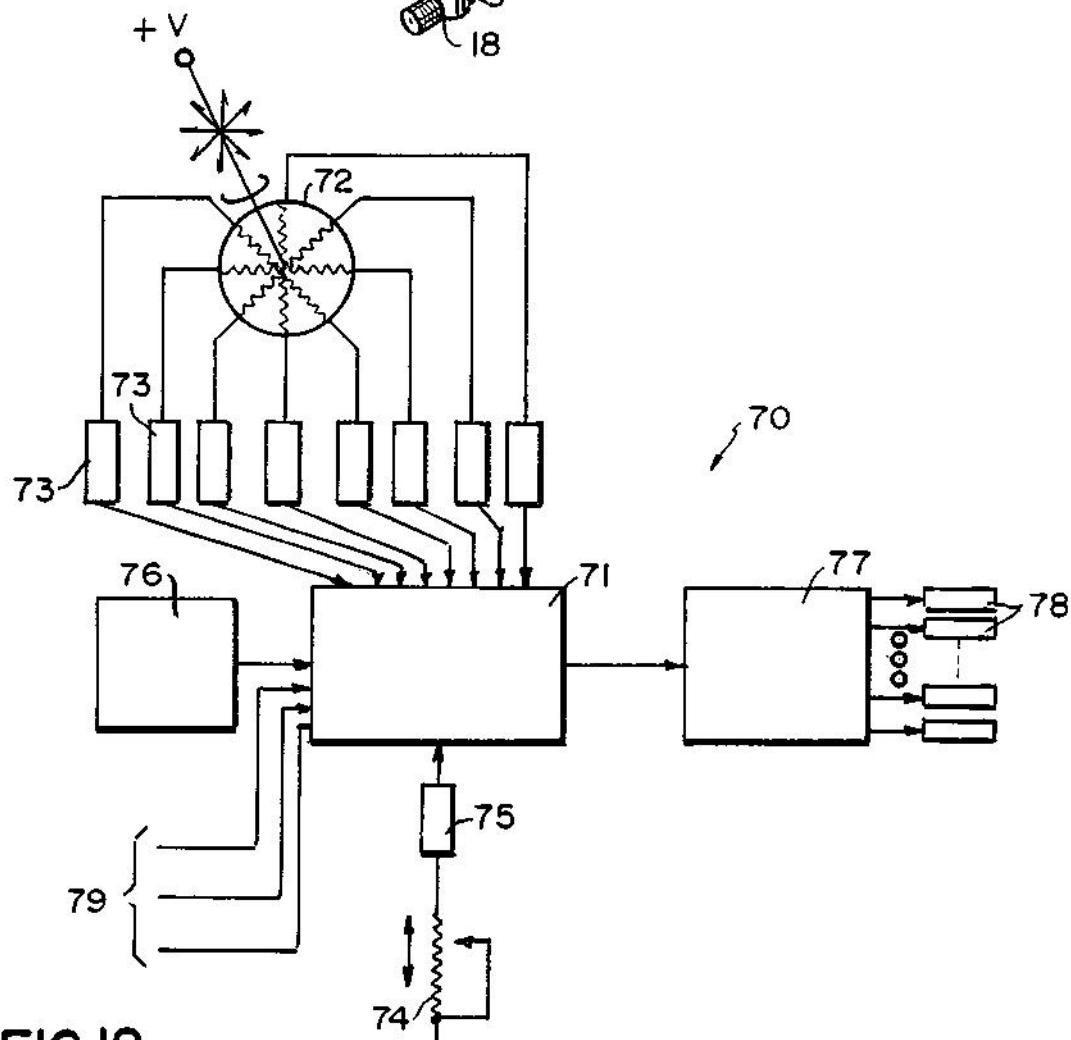
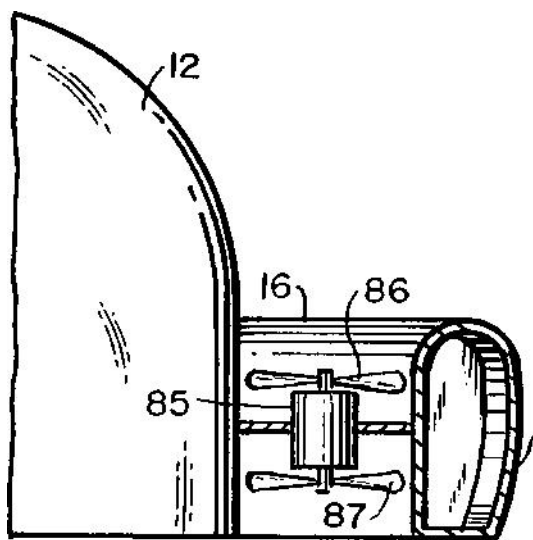
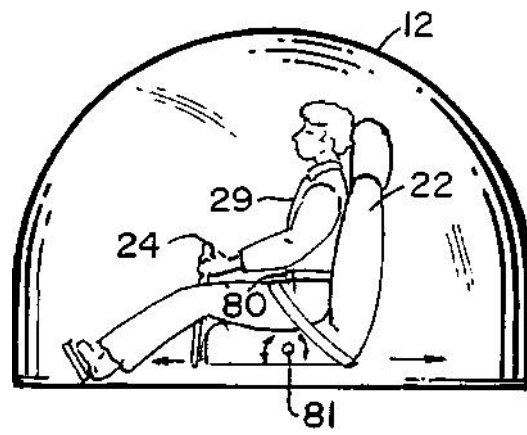
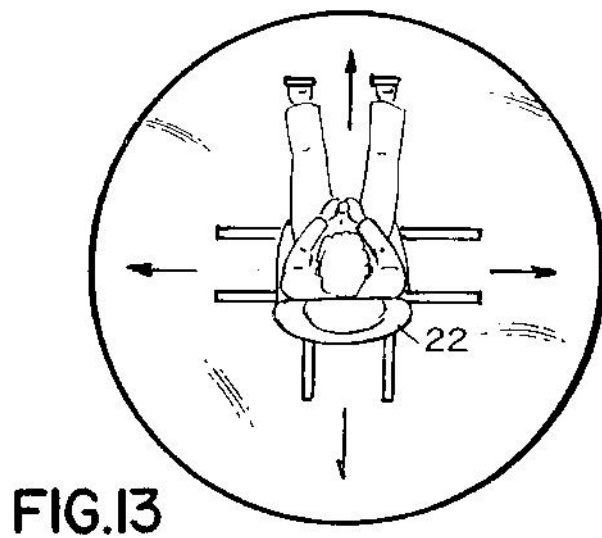


FIG. 12

禁止转载



美国专利 2001 年 1 月 10 日，第 12 页，美国专利号 6, 179, 2001

禁止转载

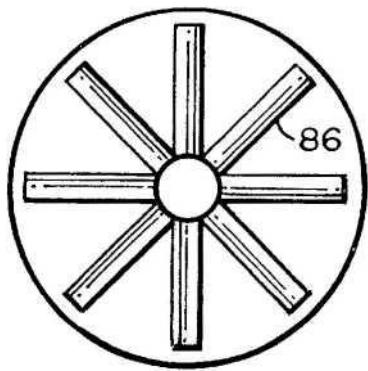


图 16

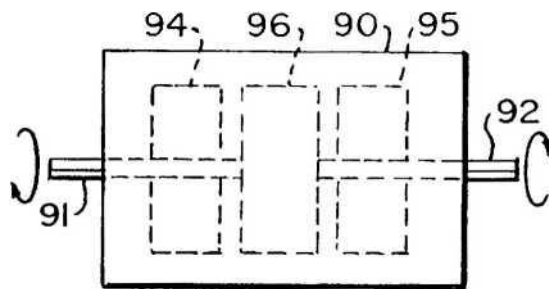


图 17

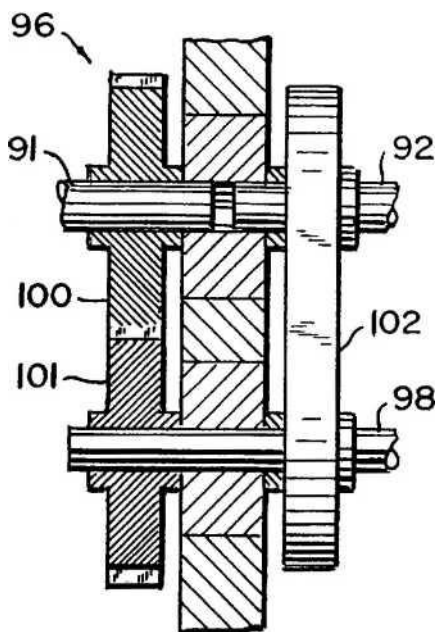


图 18

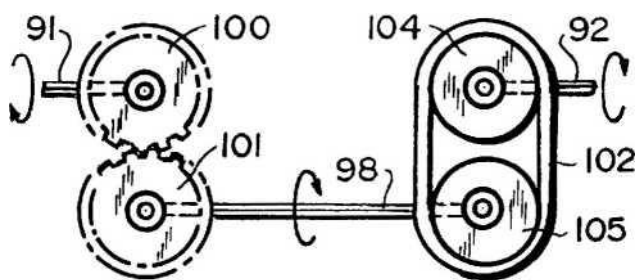


图 19

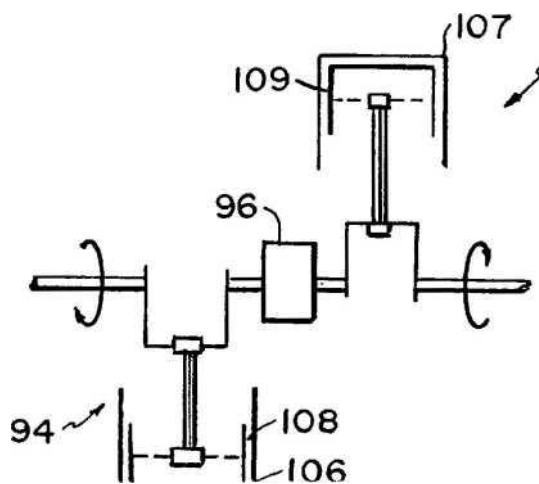


图 20

美国专利 2001 年 1 月 10 日，第 12 页，美国专利号 6,179,200

禁止转载

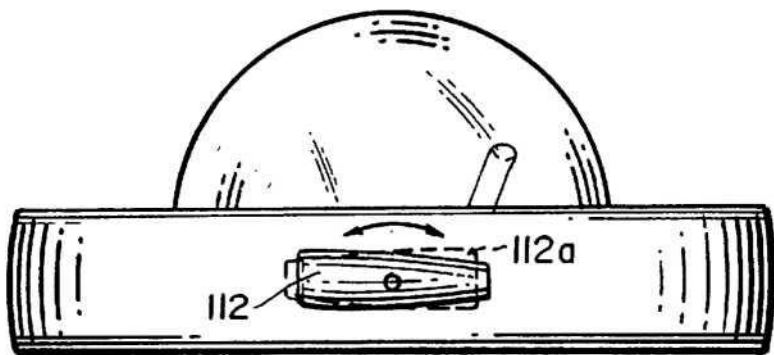
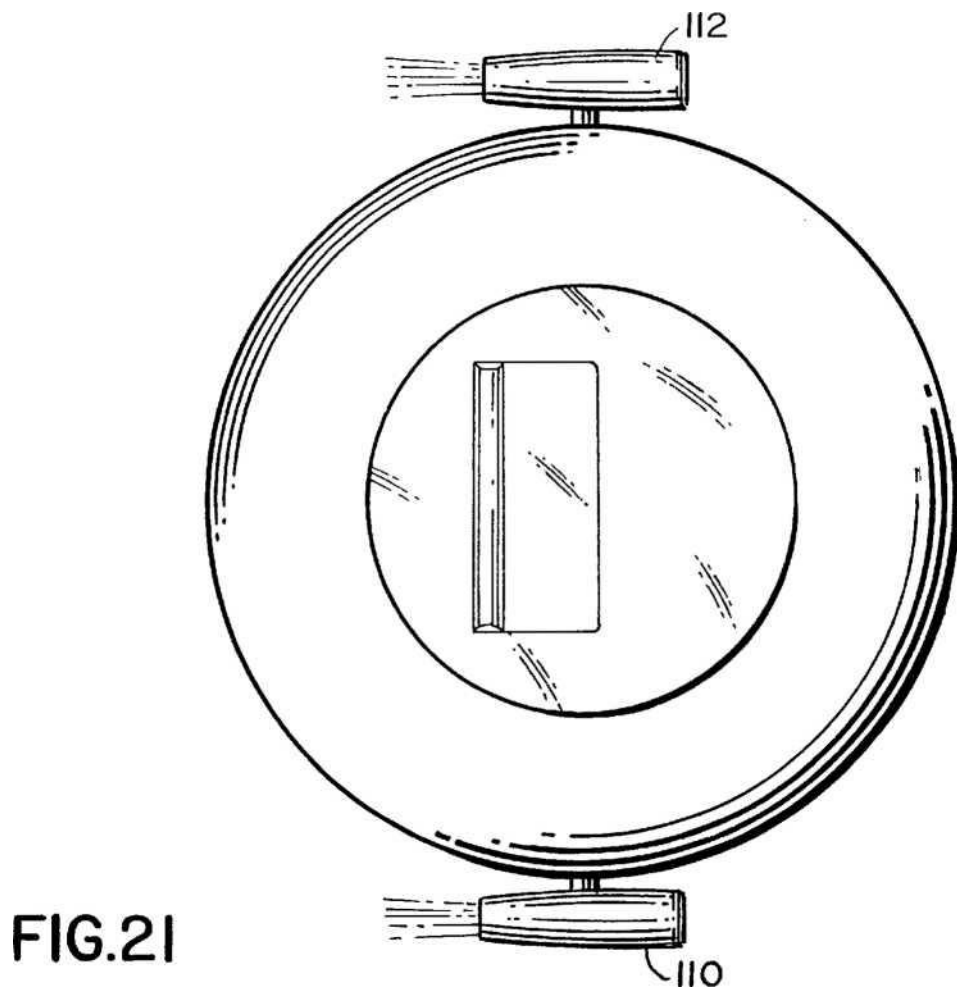


图 22

禁止转载

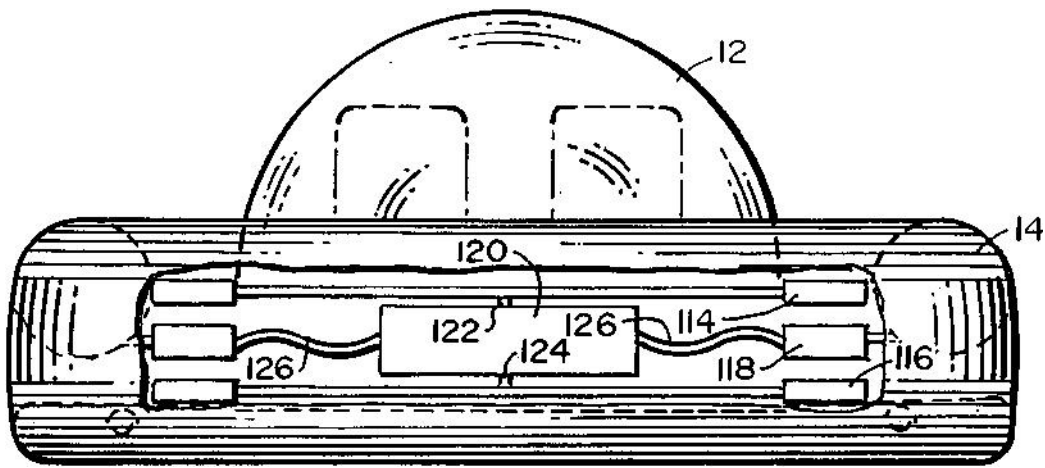


图 23

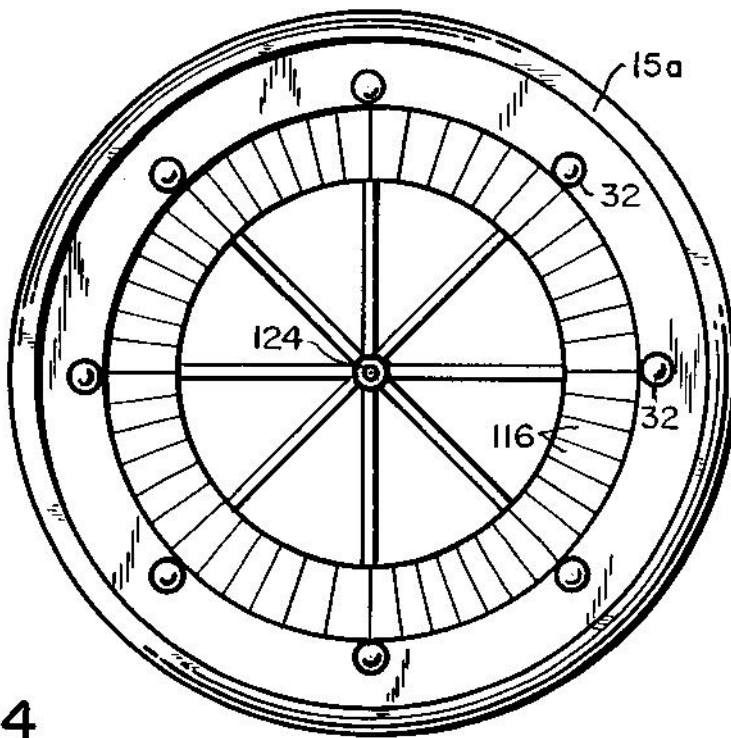


FIG.24

禁止转载

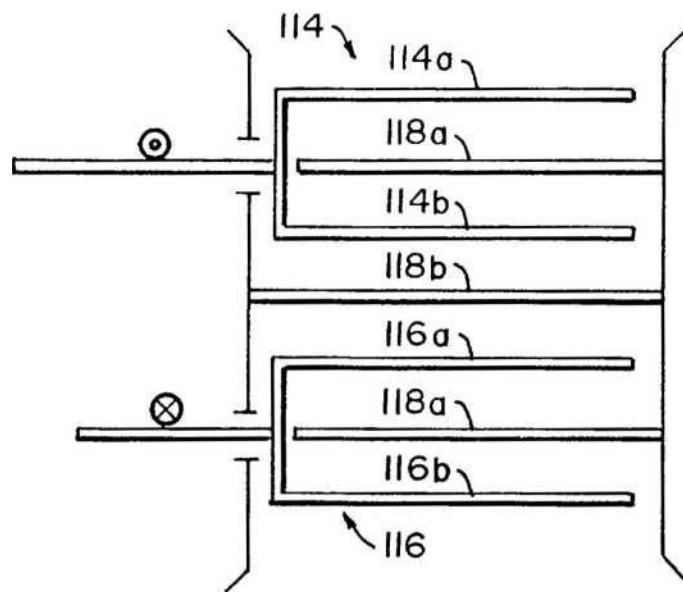


FIG. 25

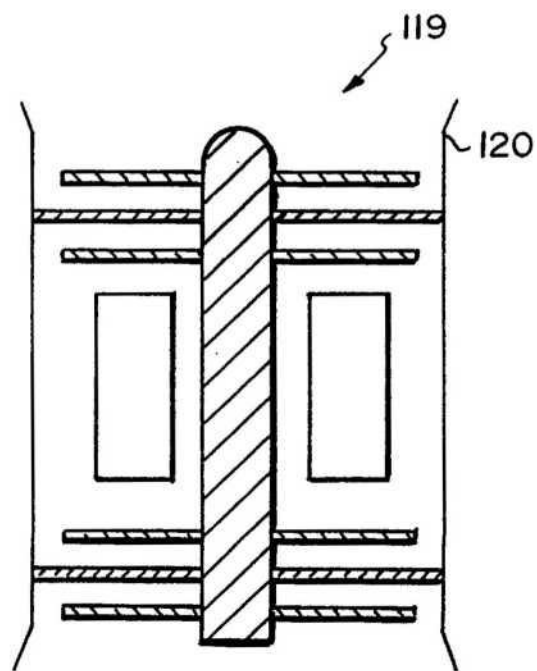


图 26

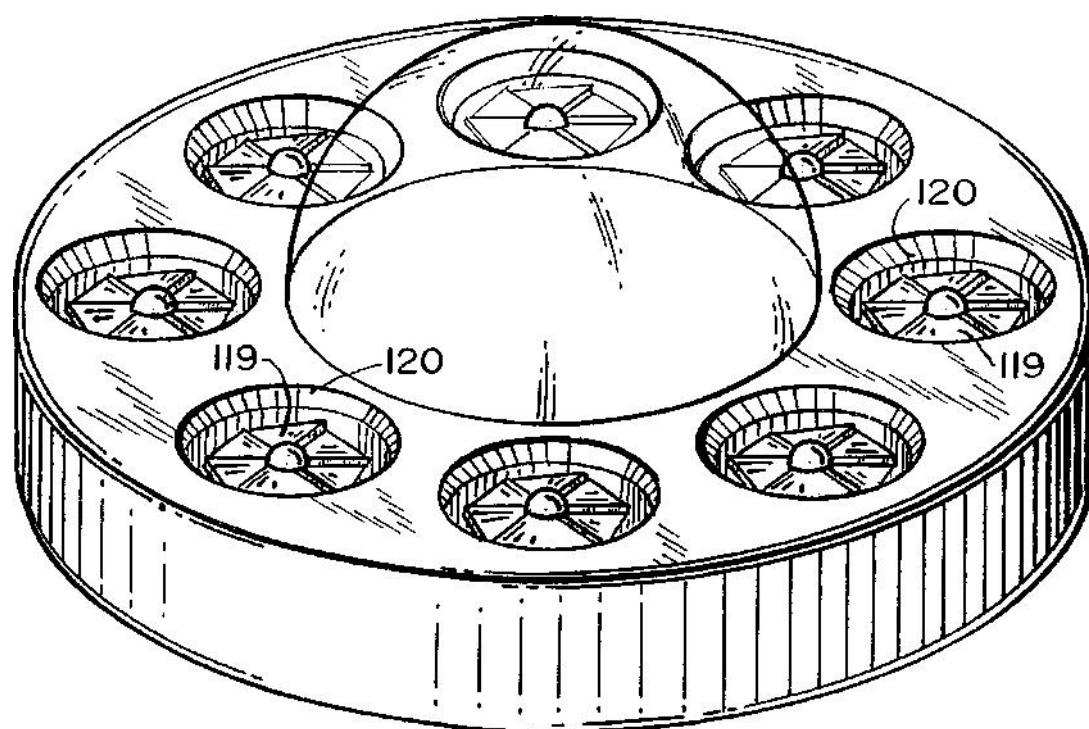


图 27

禁止转载

个人航空运输

相关申请的交叉引用

本申请是美国专利申请序列号的部分延续。第 09/247, 163 号, 于 1999 年 2 月 9 日申请“个人空运”。

发明背景

本发明涉及一种能够垂直起飞和降落以及悬停(如果需要)的个人航空运输工具或“PAT”。PAT 可以前后左右移动, 并且能够以合理的速度向前行驶。

小型垂直起降(VTOL)飞机已经以各种构型建造。最广为人知的是直升机, 其操作时动力旋翼叶片布置在飞行器主体上方, 绕基本垂直的轴线旋转, 动力尾旋翼绕基本水平的轴线旋转。尾桨叶片的螺距在驾驶舱内由两个踏板控制——一个用于右脚, 一个用于左脚——这允许操作员绕垂直轴旋转飞行器, 或者根据需要通过踩下右或左踏板将飞行器保持在固定、稳定的方向。上部转子叶片的桨距由两个杠杆控制: 一个上下杠杆, 如果所有叶片同时旋转, 它会改变桨距; 一个定向“操纵杆”, 当叶片旋转 360 度时, 它会选择性地改变叶片的桨距。操纵杆用于倾斜船只, 从而产生横向运动。

另一种能够垂直起落的飞行器利用带罩的旋翼叶片来获得额外的升力。不像直升机那样在露天放置升降叶片, 而是将它们放在垂直的“风洞”中。当空气被吸入时, 它会通过隧道的平滑上缘, 根据伯努利原理降低该边缘的气压。因此, 这种护罩不仅防止空气从转子叶片水平向外排出, 还通过伯努利原理的应用增加了升力, 从而与未分离的一组转子叶片相比, 增加了大约 1.5 倍的静态推力。

因此, 利用带罩旋翼桨叶的垂直起落飞机效率更高, 保持在空中所需的能量也更少。这种类型的飞机在美国专利中是已知的。第 3, 614, 030 号; DES 292, 194; 5, 213, 284 和 5, 881, 970。

由于这样或那样的原因, 这些飞机设计都没有上升到商业实用性的水平。

发明概述

本发明的一个主要目的是提供一种能够垂直起飞和着陆(垂直起落)的个人航空运输工具, 尽管发动机出现故障, 它的飞行也非常安全。

本发明的另一个目的是提供一种能够垂直起落的飞行器, 它非常简单, 易于控制和操作。

本发明的另一个目的是提供一种能够垂直起落的飞行器, 它需要最小的能量来保持在空中。

根据本发明, 通过提供一种具有多个分布的发动机的稳定的、封闭的平台, 实现了这些目的以及将从下面的讨论中变得明显的其他目的

QQ475725346

禁止转载

围绕彼此基本等距的圆, 每个发动机布置成沿着基本垂直的轴线提供向上的推力。如果发动机的数量大于或等于 5, PAT 可以保持其在空间中的稳定方向, 即使在发动机故障的情况下也可以继续飞行。

优选地, 数字 N 等于至少 10。在这里公开的本发明的优选实施例中, 飞行器大约 10 英尺宽, N=13。

本发明利用了小型但强大的内燃机以及喷气式发动机在商业上是可获得的这一事实。这种发动机的功率重量比与用于全尺寸飞机的较大气冷内燃机相当。

由于与二冲程发动机相比, 它降低了噪音和废气排放, 所以选择四冲程内燃机是有利的。该发动机的功率重量比略低, 但在较低转速下可获得的较大扭矩抵消了这一点。

此外, 出于平衡和减少振动的原因, 选择具有相对活塞的

优选地，发动机油门由伺服电机控制，而伺服电机又由电子控制。操作员使用第一个油门杆来同时提高或降低所有发动机的速度。操纵杆用于控制发动机的相对速度，从而控制船只的倾斜。

在传统直升机的情况下，提供踏板使操作员能够旋转飞行器。这些踏板机械地驱动布置在飞行器相对两侧发动机下方的两个“桨叶”或襟翼，在驱动空气的下洗中，使飞行器围绕其垂直轴旋转。

根据本发明的自动变速器优选地配置如下：

基本水平的圆形内平台布置在飞行器的中心，以运载飞行器乘客。内部平台承载至少一个人的座位，并且具有优选透明的半球形外壳，该外壳在乘客座位上方布置成“气泡”，用于保护飞行器的乘客，并且为空气流动提供平滑的表面。外壳向下延伸至内平台的圆形外端，其直径为 D1。

基本水平的环形外平台同轴布置并围绕内平台。外平台具有带有第二直径 D2 的中心开口，该第二直径大于第一直径。环形外平台具有护罩，该护罩形成向内并向下延伸到内平台和外平台之间的空间中的基本平滑的上表面。

至少一个推进器布置在内平台和外平台之间的空间中，用于迫使空气向下以提升和推进飞行器。这种推进器可以包括单个发动机，该发动机居中地布置在内平台上，用于驱动设置在内平台和外平台之间的空间中的风扇叶片，该风扇叶片围绕飞行器的中心垂直轴线旋转。可选地，推进器可以包括布置在内平台和外平台之间的空间中的多个发动机，例如内燃机往复式发动机、内燃机汪克尔发动机或者甚至喷气发动机。

在本发明的优选实施例中，发动机由单个电动机一个接一个地启动，该电动机在圆周上移动并接合每个相应发动机的旋转器或轮毂。当每个发动机旋转启动时，电能被施加到发动机电热塞或火花塞上。一旦发动机已经启动，起动机的机械动力都被移除，并且随后被连续施加到下一个发动机。

为了在陆地上移动，帕特号最好装备有脚轮，这样就可以用手将船推进车库或类似的地方。

PAT 还配备了一个灵活的防尘裙，使其能够在沙子或水上悬停，如果需要的话。当发动机关闭时，这条裙子会折叠起来，这样飞船就可以自己下降到脚轮上。

在一个优选实施例中，提供了伸缩式“支柱”来吸收着陆冲击。当飞行器飞行时，当飞行器在脚轮上滚动时，这些高跷会缩回。

为了稳定，最好将乘客(和行李)的重心设置在发动机提升飞机的水平以下。此外，除了用于选择性地改变发动机速度的系统之外，或者代替用于选择性地改变发动机速度的系统，从而使飞行器倾斜并使其在水平方向上移动，提供乘客可以移动的装置是有利的

禁止转载

它们的横向重量。这导致飞行器也倾斜，从而水平移动。

最后，如果需要，乘客座椅可以向前和向后枢转，使得乘客可以保持基本水平，即使 PAT 飞行器可以向前倾斜(用于向前行驶)或向后倾斜(用于向后行驶)。

当结合附图时，这些和其他特征和优点将从下面的讨论中变得显而易见。

附图简述

图图 1 是根据本发明优选实施例的个人航空运输系统的透视图。

图图 2 是图 1 的自动变速器的剖视图 1 表示主要部件的相对位置。

图图 3 是图 1 的 PAT 的俯视图 1

6, 179, 247 美元

图图 25 是示出了用于图 15 的自动变速器的叶片构造的替代实施例的示意图 23.

图图 26 是布置在内外平台之间的空间中的喷气发动机的示意图。

图图 27 是根据本发明优选实施例的包含喷气发动机的自动变速器的透视图。

优选实施例的详细描述

现在将参照图 1-3 描述个人空运的优选实施例图 1-27。不同附图中相同或相似的元件用相同的附图标记表示。

图图 1 是飞行中的 PAT 10 的示意图。该飞行器包括圆形内平台 12，其具有半球形状的透明塑料泡。内平台在气泡内的座位 22 上支撑两个乘客/操作员 29 和 30，以及由操纵杆 24 指示的控制器。汽泡为乘客提供了一个门(未示出)。

环形外平台 14 围绕并连接到内平台 12。像内部平台一样，外部平台具有平滑、圆形的上表面，该上表面向内并向下朝向两个平台之间的环形区域 16 延伸。如图 2 所示 1，该区域被保护屏覆盖，但是空气被发动机 18 和螺旋桨 20 向下吸入空间(图 2)耗尽底部。如图所示，每个发动机可以驱动一个单螺旋桨、多个螺旋桨，或者可以驱动两个螺旋桨，一个在发动机上方，一个在发动机下方，旋转方向相同。根据伯努利原理，当空气通过内外平台的上表面时，会降低这些表面上的压力，从而增加发动机产生的升力或向上推力。与位于自由空间的发动机和螺旋桨相比，这种升力的增加，加上螺旋桨周围护罩的作用，防止空气从除向下以外的任何方向排出，使向上的推力增加了约 1.5 倍。因此，如果发动机 18 及其相关的螺旋桨能够在自由空间中产生 50 磅的向上推力，则 PAT 中的每个发动机将产生大约 75 磅的升力。

参照附图如图 2 和图 3 所示，可以看出，外平台 14 包括上环面 11、外护罩 15 和内护罩 17，上环面 11 包围围绕该圆对称布置的多个燃料箱 13(例如，十三个，每个发动机一个)。这些护罩以及集尘裙 19 被构造防止被螺旋桨 20 向下推动的空气向上循环并再次进入驱动气流。

外部平台 14 还包括用于发动机的排气消声系统(未示出)，由此所有发动机排气被供应到单个消声器，然后向下释放到自由空间中。

参考图 2 图 3 显示了两位乘客 29 和 30 坐在内平台上的飞行器中心。十三个发动机和螺旋桨 20 包围着内平台，而这些又被外平台 14 包围着。

在该图的右上象限中，示出了电启动马达 36。关于这种启动马达，将结合图 2 进行更多的描述 10.

图图 4 显示了 PAT 的反面(底部)。可以看出，发动机 18 是相对的两缸发动机，

QQ475725346
禁止转载

50

55

60

65

6 优选四循环运行。四个脚轮 32 围绕发动机并连接到外平台，四个脚轮 32 散布在四个着陆“支柱”(减震器)34 之间。更多关于这些落地高跷的内容将结合国际体操联合会进行介绍 8.

无花果。图 3 和 4 示出了内平台和外平台各自的尺寸(直径)。内平台具有外径 D1，而外平台具有内径 D2>D1。D2 减去 D1 或 D3 的差值略大于螺旋桨 20 的直径。

在本发明的优选实施例中，如图 1 和 2 所示 1-4，外径 DI 为 6 英尺，内径 D2 在 8-9 英尺之间，总直径 D4 为 10 英尺。因此，螺旋桨的间距 D3 大约在 1 至 1.5 英尺的范围内。上面提到的回声双缸往复式发动机可以用 16 至 20 英寸的螺距为 6 英寸的螺旋桨运行。

仪表板上的其余行编号为 1、2、3。。。12, 13。这些号码指定了飞行器上的发动机号码。对于每个发动机, 提供了用于启动马达的启动按钮 46、用于发动机点火或电热塞的开/关开关 48 和过热温度灯 50。这些控制使操作员能够启动每个发动机, 并在飞行过程中对其进行监控。通过将油门杆 26 移动到“关闭”位置来关闭发动机, 从而防止燃料和空气进入发动机。

图图 7 是单个发动机 18 及其相关的螺旋桨 20 和旋转毂 21 的示意图。在这种情况下, 发动机是一个双活塞和气缸型内燃机。相对的气缸配备有电热塞 47。合适的电压(例如 1.5 伏)通过上述控制面板开关 48, 通过永久连接到电热塞的导线 49, 有选择地施加到电热塞上。发动机 18 通过支架构件 19 连接到飞行器 12、14 上。显示了这些支架的“X”形结构, 但是任何适当坚固的布置都是足够的。发动机排气通向 15 外平台 14 中的排气消声器系统(未示出)。

图图 8 示出了伸缩式落地支柱 60, 其优选地连接到外部环形平台 14 上, 并从外部环形平台 14 向下延伸。落地支柱由空气泵 62 气动操作, 空气泵 62 能够在两个方向中的任一 20 方向上泵送空气。该空气通过连接到连接支架 63 的管 64 被输送到落地支柱 60 或从落地支柱 60 输送出来。当空气被泵入时, 伸缩元件 65、66、67 和 68 向下延伸, 并为着陆提供气动弹簧和减震器。当空气从系统中抽出时, 伸缩元件缩回。 25 一个小垫子或“脚”69 确保落地高跷在地面上有一个稳固的立足点。

图图 9 示出了在 PAT 飞行器上具有至少五个独立发动机 18 的优点。假设每个发动机驱动至少一个螺旋桨 20, 优选地与发动机驱动轴同轴安装, 可以看出, 围绕内平台 12 等 30 距间隔的活动发动机 18A、18B、18C、18D 和 18E 是自动防故障操作所需的最小数量。如果其中一个引擎出现故障, 剩下的四个将能够举起并支撑飞船, 而不会导致它翻转。

如果两个发动机出现故障, 并且它们彼此不相邻, 飞行器也将继续飞行, 或者, 如果没有足够的升力, 至少在保持水 35 平平台的同时悬停或缓慢下降。

图图 9 仅示出了五个螺旋桨 20A、20B 等。每个引擎一个。当然, 通过提供合适的机械连接, 每个发动机也可以驱动两个或更多个螺旋桨围绕一个公共轴线或者甚至围绕多 40 个轴线。例如, 五个引擎等距排列, 如图 7 可以驱动总共 10 个以图 1 所示方式排列成一个圆的螺旋桨 3。

图图 10 示出了如何使用电启动马达 36 来启动发动机 18。该启动马达具有卡盘 23, 该卡盘 23 接合每个发动机的旋转 45 毂 21。启动马达 36 布置在围绕内平台 12 的环或轨道上, 并被引起围绕平台 12 移动, 依次停止在每个发动机处, 以启动它。

如果发动机在飞行中出现故障, 起动机可以增加到该发动 50 机, 并降低到发动机上进行启动。

图图 12 是用于控制操作油门的十三个伺服系统的电子电 路 70 的框图

禁止转载

55

60

65

十三个引擎中。操纵杆 24 选择性地改变星形电阻阵列 72 的电阻, 该电阻阵列在该中心点接收恒定电压 V。各种电阻器的输出电压在一系列模数转换器 73 中被转换成数字。

类似地, 油门杆 26 调节单个可变电阻器 74 的电阻, 导致输入电压 V 变化。输出电压然后由模数转换器 75 转换成数字。

模数转换器 73 和 75 的输出由微型计算机 71 读取, 微型计算机 71 还接收来自回转仪 76 的垂直参考信号。陀螺装置保持一个稳定的水平平台, 并输出一个参考信号, 指示 PAT 飞行器与水平方向的角度偏差。换句话说, 装置 76 不断地通知微型计算机垂直“向下”的方向。

微型计算机 71 的其他输入 79 可以包括全球定位系统生成

具有大约 21 英寸的最大直径，以保持尖端速度低于大约 0.7 倍音速或每秒 700 英尺。

每秒 125 转时的最大叶尖速度为: $700/125=5.6$ 英尺(周长)
因此，直径为 $5.6/\pi=1.78$ feetx12=21.36 英寸。

以 6 英寸或 10%英尺的间距，以 125 转/秒的速度运行的⁵
叶片可以以每秒 62.5 英尺的速度移动空气。

图图 17 示出了驱动反向旋转轴 91 和 92 的发动机 90。发动机包括第一原动机 94、第二原动机 95 和连接两个轴 91 和 92 以反向旋转的中心机构 96。该机构 96 在图 1 和 2 中示出 18 和

19。如图所示，轴 91 和 92 都机械连接到单独的轴 98 上。轴 91 通过齿轮 100 和 101 与轴 98 机械连接，齿轮 100 和 101 使轴 98 沿与轴 91 相反的方向旋转。相反，轴 92 通过滑轮或链条 102 连接到轴 98，导致轴 98 沿与轴 92 相同的方向旋¹⁵转。滑轮 102 围绕两个直径相同的滑轮 104 和 105。

由于齿轮 100 和 101 的传动比是 1：1，并且皮带轮以 1：1 的比率运转，轴 91 和 92 以相同的速度旋转，但是方向相反。²⁰

图中的原动机 94 和 95¹⁷ 优选为内燃机，例如往复活塞式发动机或汪克尔发动机。在前一种情况下，气缸 106 和 107 可以以相对的关系布置，如图 1 所示 20，使得活塞 108 和 109 将分别在完全相反的方向上移动，从而减少由于往复运²⁵动部件的不平衡而导致的发动机振动。

无花果。图 21 和 22 示出了在个人空运的相对侧增加的小推进器 110 和 112。这些推进器可以是小型喷气发动机、火箭发动机或带罩的发动机驱动的螺旋桨或风扇，用于使飞行器在向前的方向上加速，并且通过将发动机旋转到虚线³⁰ 112a 所示的~~位置~~来反转推力时，推进器用于在半空中快速中断飞行器的向前运动。

无花果。图 23 和 24 示出了另一个实施例，其中两个大风扇围绕飞行器的中心垂直轴驱动。第一风扇 114 在一个方向³⁵上运行(旋转)，而第二风扇 116 在相反方向上旋转。当空气被叶片 114 以一定角度向下推动时，固定叶片 118 改变空气的方向。

发动机 120 优选包括两个独立的发动机和一个中央机构，如图 1 所示 17，用于分别绕中心轴 122 和 124 反向旋转风扇⁴⁰ 叶片 114 和 116。

发动机 120 通过管道 126 从外平台 14 中的燃料箱接收燃料。这些管还用于在风扇 114 和 116 产生的气流中输送来自⁴⁵小散热器(未示出)的液体冷却剂。

图图 25 示出了一个替代实施例，其中风扇 114 和 116 可以~~分别由连续~~的风扇叶片 114a 和 114b、116a 和 116b 组成。在旋转叶片 114 和 116 之间是一系列固定叶片 118a、118b 和 118c。这些叶片被设计成在这种构型中提供最大的向上推⁵⁰力。

在本发明的又一修改中，可以提供喷气发动机形式的单独推进器，如图 1 所示如图 26 所示，每个发动机在其自己的单独的圆柱形通道 120 中²⁷。图图 27 示出了具有八个喷气发动机的个人空运，这些发动机布置在八个这样的通道中。⁵⁵

QQ475725346
禁止转载

或者，图 1 所示类型的推进器 2 或在图中 15 可以设置在单独的圆柱形通道中。

因此，已经显示和描述了一种新颖的个人航空运输(PAT)，其实现了为此寻求的所有目的和优点。然而，在考虑本说明书和公开其优选实施例的附图之后，本发明的许多变化、修改、变化和其他用途和应用对于本领域技术人员来说将变得显而易见。不脱离本发明的精神和范围的所有这些变化、修改、变化和其他用途和应用都被认为由本发明所覆盖，本发明仅由所附权利要求书来限制。

声称的是：

1. 一种单一的个人航空运输系统，包括：

(a) 基本水平的圆形内平台，其外端具有第一直径 D1，所述内平台具有用于承载至少一个人的座位，并具有护

11 12

12. 根据权利要求 1 所述的推进装置, 其中每个所述推进器包括一个内燃机, 往复式发动机。

13. 根据权利要求 1 所述的推进装置, 其中每个所述推进器包括内燃汪克尔发动机。

14. 根据权利要求 1 所述的推进系统, 其中每个所述推进器包括喷气发动机。

15. 根据权利要求 1 所述的飞行器, 其特征在于, 带有乘客的飞行器的重心低于所述向上推力的水平。

16. 在无翼个人航空运输系统中, 包括:

(a) 基本水平的圆形内平台, 其外端具有第一直径 D1, 所述内平台具有用于承载至少一个人的座位, 并具有护罩, 该护罩形成向外并向下延伸至所述外端的光滑上表面;

(b) 与所述内平台同轴布置并围绕所述内平台的基本水平的环形外平台, 所述外平台具有第二直径 D2 的中心开口, 并具有护罩, 该护罩形成向内并向下延伸到所述中心开口中的基本平滑的上表面;

所述第二直径 D2 大于所述第一直径 D1;

(c) 布置在所述内部和外部平台之间的空间中的推进器装置, 用于迫使空气向下; 和

(d) 设置在所述内平台上的外壳, 用于保护飞行器的乘客并为空气流向内平台和外平台之间的空间提供光滑的表面。

17. 根据权利要求 16 所述的自动扶梯, 还包括围绕所述外部平台的底部布置的防尘裙, 用于当所述自动扶梯靠近地面时防止空气向外逸出。

18. 根据权利要求 16 所述的自动变速器, 其中至少一个发动机燃料箱设置在所述外部平台中。

19. 如权利要求 16 所述的飞行器, 其特征在于, 在所述内外平台之间的气流中设置至少一个旋转襟翼, 用于使所述飞行器围绕其中心垂直轴线旋转。

20. 根据权利要求 16 所述的飞行器, 其特征在于, 带有乘客的飞行器的重心低于所述迫使空气向下的装置的高度。

21. 根据权利要求 16 所述的自动着陆系统, 还包括多个设置在船底部的伸缩式支柱, 用于吸收着陆冲击。

22. 如权利要求 16 所述的推进装置, 其特征在于, 所述用于迫使空气向下的推进器装置包括至少一个发动机, 该发动机驱动同轴的反向旋转轴和螺旋桨叶片, 安装成绕所述轴旋转。

23. 根据权利要求 22 所述的自动变速器, 包括多个所述发动机, 所述发动机布置在所述内外平台之间的所述空间内并围绕所述空间均匀分布。

24. 根据权利要求 23 所述的推进器, 包括至少五个所述推进器, 所述推进器布置在所述内外平台之间的所述空间内并围绕所述空间均匀分布。

25. 根据权利要求 16 所述的飞行器, 其中所述用于迫使空气向下的推进器装置包括中心设置在所述内平台上的发动机, 以及由所述发动机驱动的风扇叶片, 所述风扇叶片设置在所述内平台和外平台之间的空间中, 并围绕所述飞行器的中心垂直轴线旋转。

26. 根据权利要求 25 所述的自动变速器, 其中所述发动机驱动反向旋转轴, 并且其中所述风扇叶片包括两个同轴风扇, 每个由所述反向旋转轴之一驱动, 设置在所述内平台和外平台之间的空间中。

27. 根据权利要求 26 所述的自动变速器, 其中所述发动机包括原动机, 其组合包括:

(a) 第一内燃机, 其具有延伸穿过其中的第一驱动轴;

(b) 第二内燃机, 其具有延伸穿过其中的第二驱动轴, 所述第一和第二轴布置在公共轴线上, 并且所述第二发动机能够产生与所述第一发动机基本相等的功率; 和

(c) 布置在所述第一和第二发动机中间并连接所述第一和第二轴的变速器, 所述变速器要求所述第一和第二轴沿相反方向旋转,

由此所述第一和第二发动机与它们各自的驱动轴以相反方向旋转同步运行。

28. 根据权利要求 27 所述的变速器, 其中所述变速器要求所述第一和第二轴以相同的速度在相反的方向上旋转。

29. 根据权利要求 26 所述的风扇叶片, 其中所述风扇叶片还包括设置在所述内平台和外平台之间的空间中的固定风扇叶片。

30. 根据权利要求 16 所述的推进装置, 其中所述用于迫使空气向下的推进器装置包括多个推进器, 所述多个推进器布置在所述内平台和外平台之间的空间中, 并围绕所述空间均匀分布。

31. 根据权利要求 30 所述的推进装置, 其中所述用于迫使空气向下的推进器装置包括至少五个推进器, 所述推进器布置在所述内平台和外平台之间的空间中, 并围绕所述空间均匀分布。

32. 根据权利要求 16 所述的推进装置, 其中每个所述推进器包括一个内燃机, 往复式发动机。

33. 根据权利要求 16 所述的推进装置, 其中每个所述推进器包括内燃汪克尔发动机。

34. 根据权利要求 16 所述的推进装置, 其中每个所述推进器包括喷气发动机。

35. 根据权利要求 16 所述的自动变速器, 其中所述外壳是半球形的。

36. 一种原动机, 其组合包括:

(a) 第一内燃机, 其具有延伸穿过其中的第一驱动轴;

(b) 第二内燃机, 其具有延伸穿过其中的第二驱动轴, 所述第一和第二轴布置在公共轴线上, 并且所述第二发动机能够产生与所述第一发动机基本相等的功率; 和

(c) 布置在所述第一和第二发动机中间并连接所述第一和第二轴的变速器, 所述变速器要求所述第一和第二轴沿相反方向旋转,

由此所述第一和第二发动机与它们各自的驱动轴以相反方向旋转同步运行。

37. 如权利要求 36 所述的原动机, 其特征在于, 所述传动装置要求所述第一和第二轴以相同的速度沿相反的方向旋转。

QQ475725346
禁止转载

I iiiiimiiiiii III IIIIII iii iii iiiii 1111111

1111

d2)美国专利号: 6, 270, 036 美元

小劳(45)专利日期:

2001 年 8 月 7 日

(54)产生旋转翼型飞机的吹气升力

(76)发明人: 小查尔斯·劳, 伯克路 2240 号。宾夕法尼亚
州兰斯代尔(美国)19446

(*)注意: 根据任何免责声明, 本协议的条款
根据《美国法典》第 35 篇第 154(b)节,
专利被延长或调整 0 天。

(21) 应用。编号: 09/398, 962

(22) 归档: 1999 年 9 月 16 日

相关美国应用数据

(63)1997 年 1 月 24 日提交的申请号 08/788, 535 的部分继续申请,
现为专利。6, 016, 991 号。

(51) Int. cl. 7 B64C 15/00; B64C 28100

(52) 美国 CI 244/12.2; 244/23 摄氏度

(58)搜索区域 244H2.2, 23°C,

244/23 R. 30. 29

(56)引用的参考文献

美国专利文件

205, 319 6/1^^·特雷西 244/125
998, 538 7/1911 莱曼 244/97
1, 119, 710 3/1914 Maurer 244/39
1, 390, 745 9/1921 阿姆斯特朗 244/30
3, 053, 483 9/1962 Slahmer 244/29
3, 107, 071 * 10/1963 Wessels 244/23 R
3, 199, 809 8/1965 Modesti 244/12
3, 276, 723 * 10/1966 Miller 等人 244/12.2
3, 420, 473 克拉夫特 244/30
3, 537, 669 11/1970 Modesti 244/23
4, 032, 086 6/1977 Cooke 244/30

4, 269, 375 10/1999 Hickey 244/26
4, 366, 936 19/983 Ferguon 244/2
4, 452, 410 埃弗雷特 244/12.2
4, 534, 525 84985 Biiamptis 244/30
4, 606, 515 S/HS/ Hickey 244/24
4, 711, 416 1^^? Regipa 244/31
4, 941, 628 * 7/1990 坂本等人 244/12.2
5, 054, 713 * w^^1·朗利等人 244/12.2
5, 170, 963 *小贝克 244/12.2
5, 203, 521 * I/W! 第 244 天/12.2
5, 351, 911 诺伊迈尔 244/23
6, 073, 881 * 6/2000 陈 244/23 C

主考官——查尔斯·乔丹助理考官——克里斯蒂安·贝

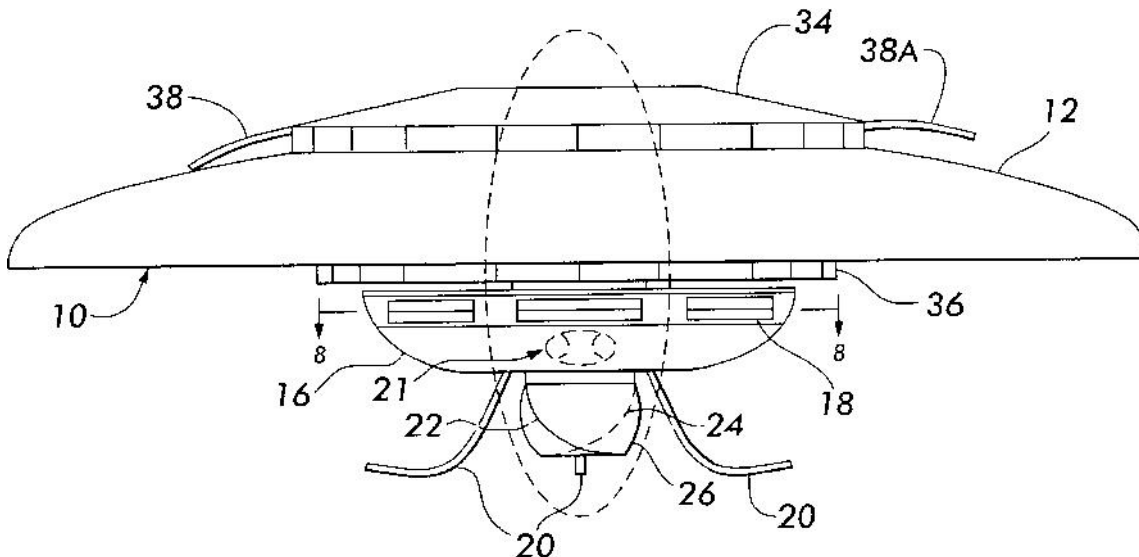
斯特(74)律师、代理人或事务所——迈克尔·佩托克先生

(57)摘要

一种旋转翼型飞机, 利用位于其中心的离心风扇吹出的空气, 通过使气流在翼型的上表面上流动并从翼型的下表面向外和向下流动来产生升力。上表面上方的气流通过降低吹送气流的压力产生升力, 向下的空气产生向上的升力。该升力与由各种因素产生的其它升力一起使用, 这些因素包括机翼在环境空气中横向运动, 特别是在起飞和着陆过程中, 借助于发动机如喷气发动机的向下排气。快速旋转翼型飞机的优点是在每次旋转的主要部分为前缘提供了冷却的机会, 从而降低了在横向飞行期间引起的前缘加热的有效程度。

17 项权利要求, 8 张图纸

US006270036B1



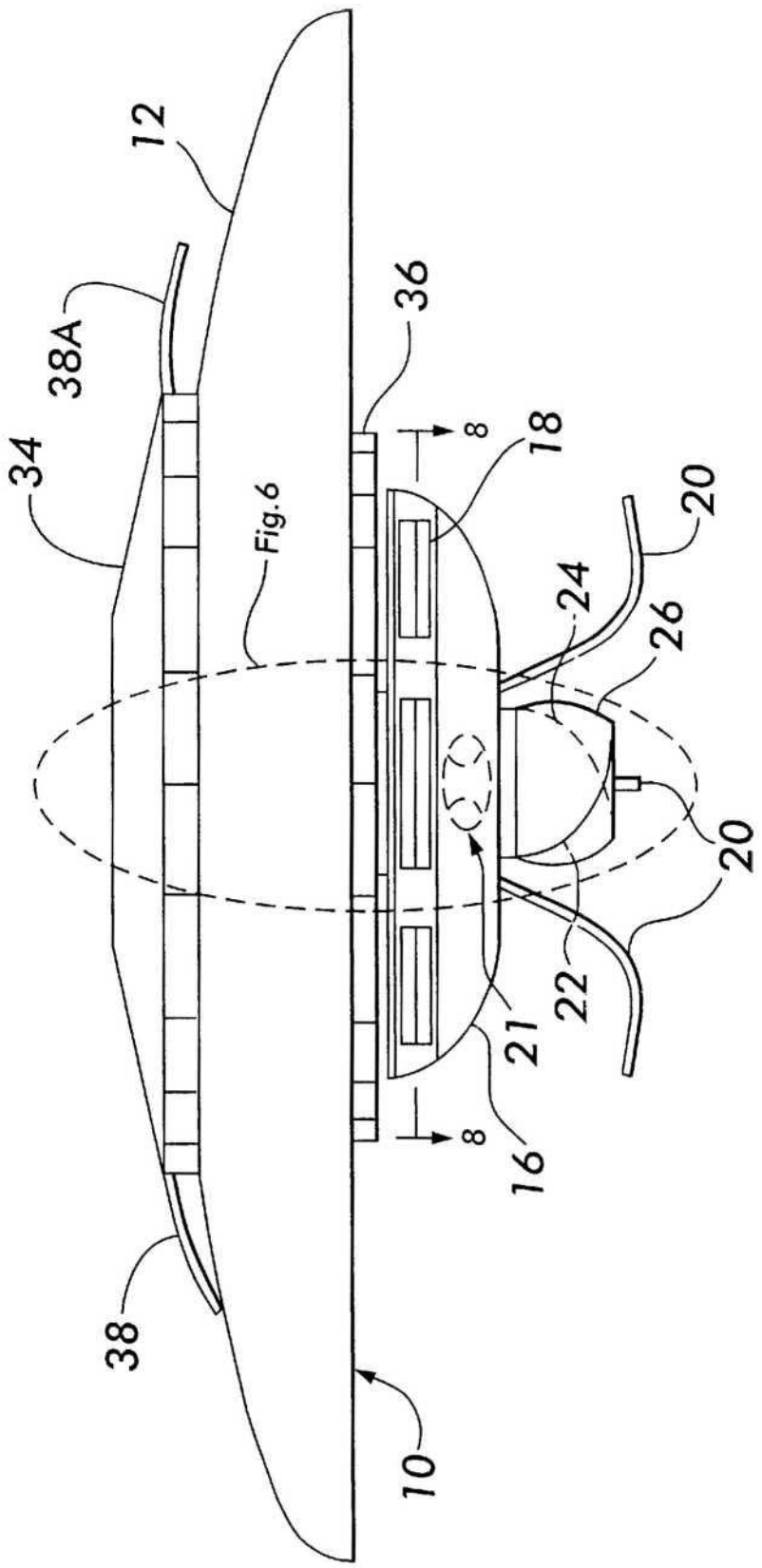
QQ475725346

一个 ORET

d2)美国专利号: 6, 270, 036 美元
小劳(45)专利日期:

2001 年 8 月 7 日

五、



禁止转载

FIG.2

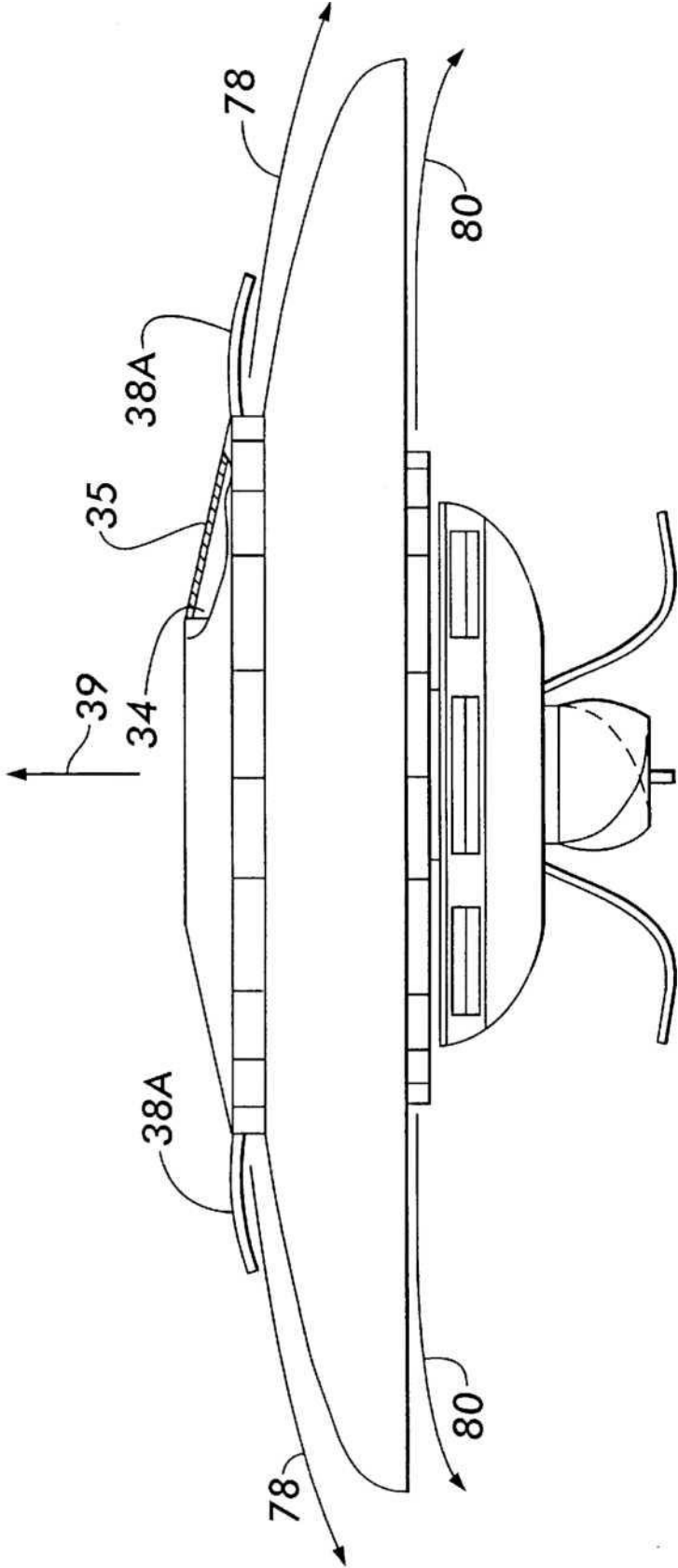
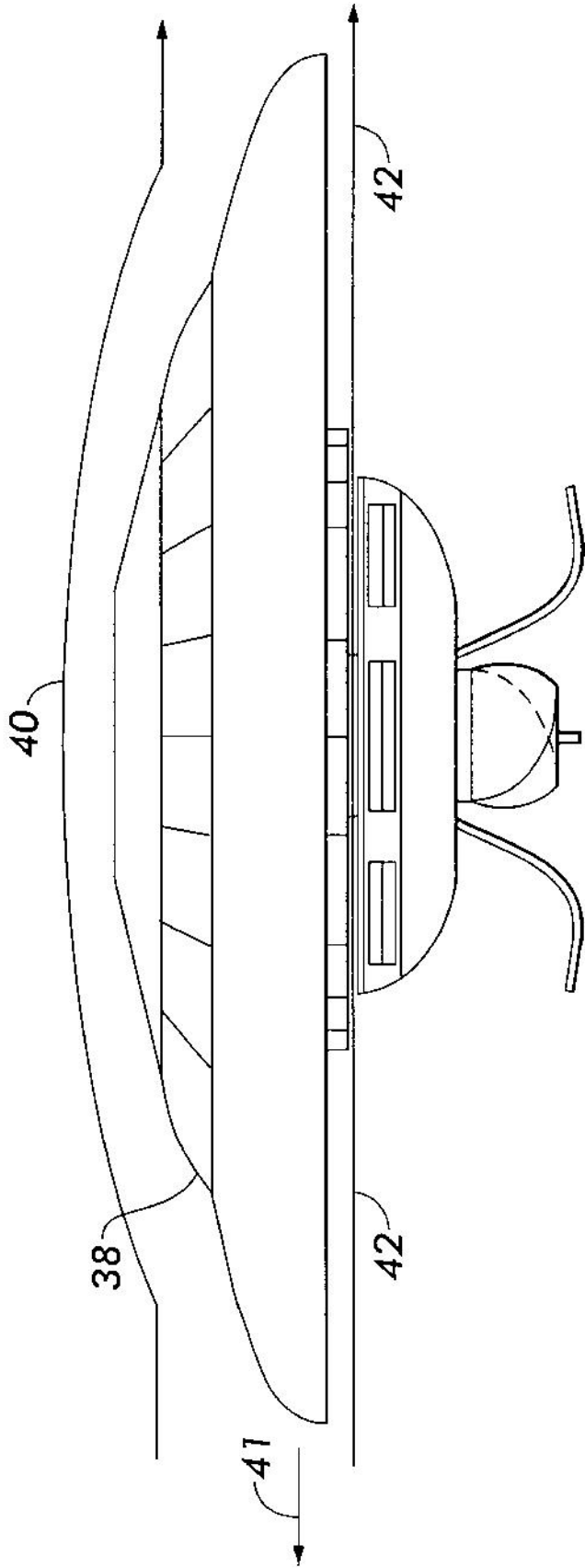


FIG.3



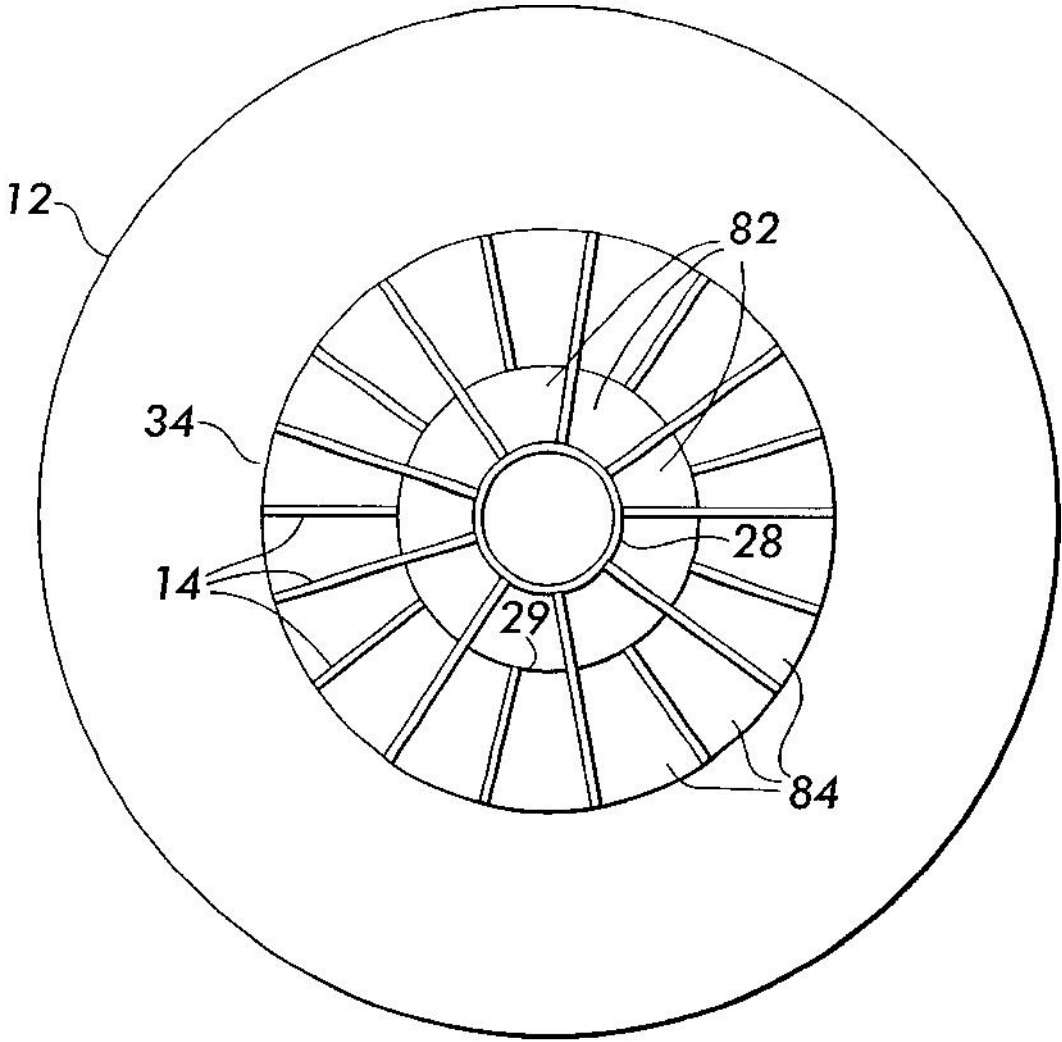
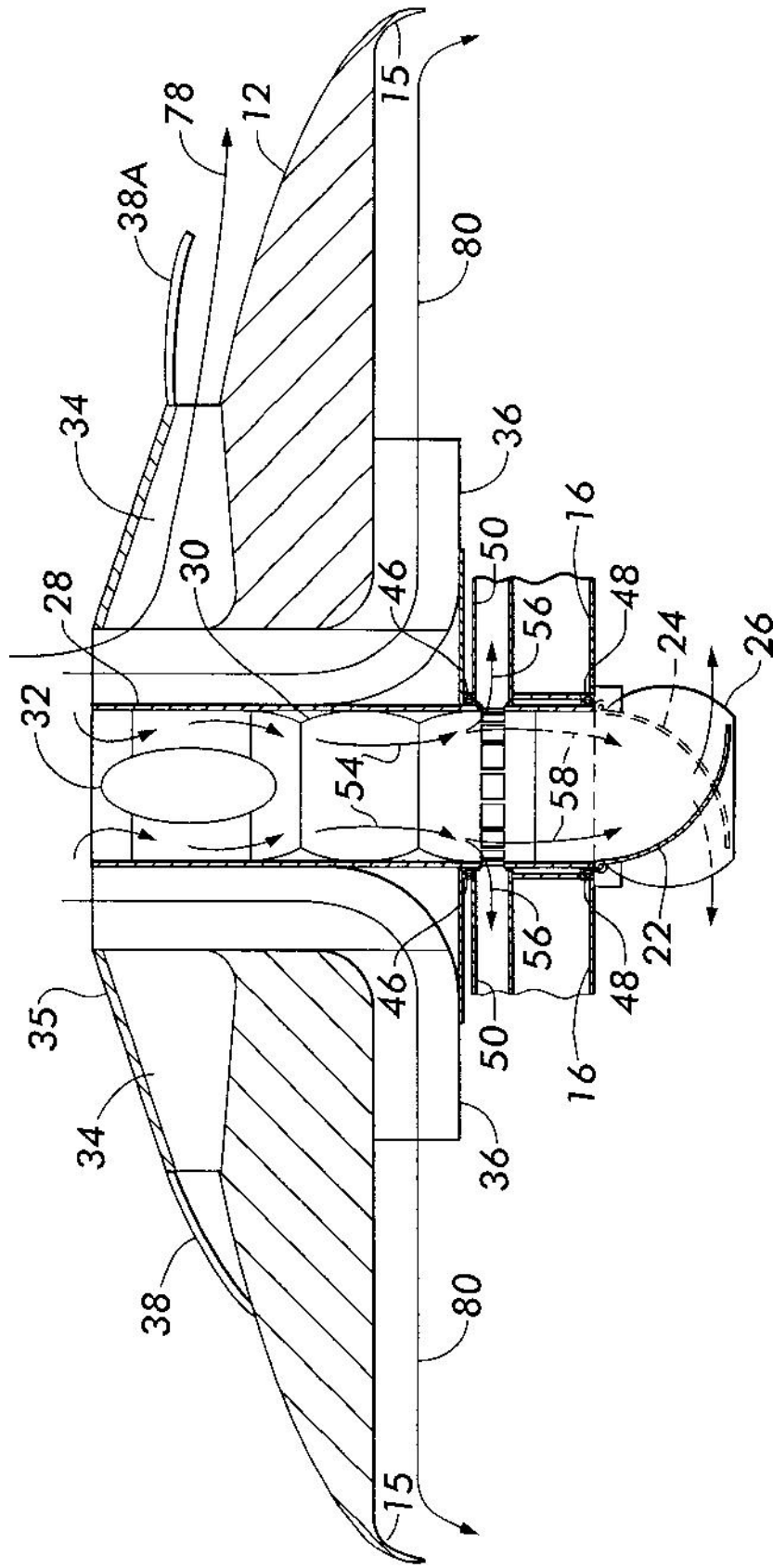


FIG. 4

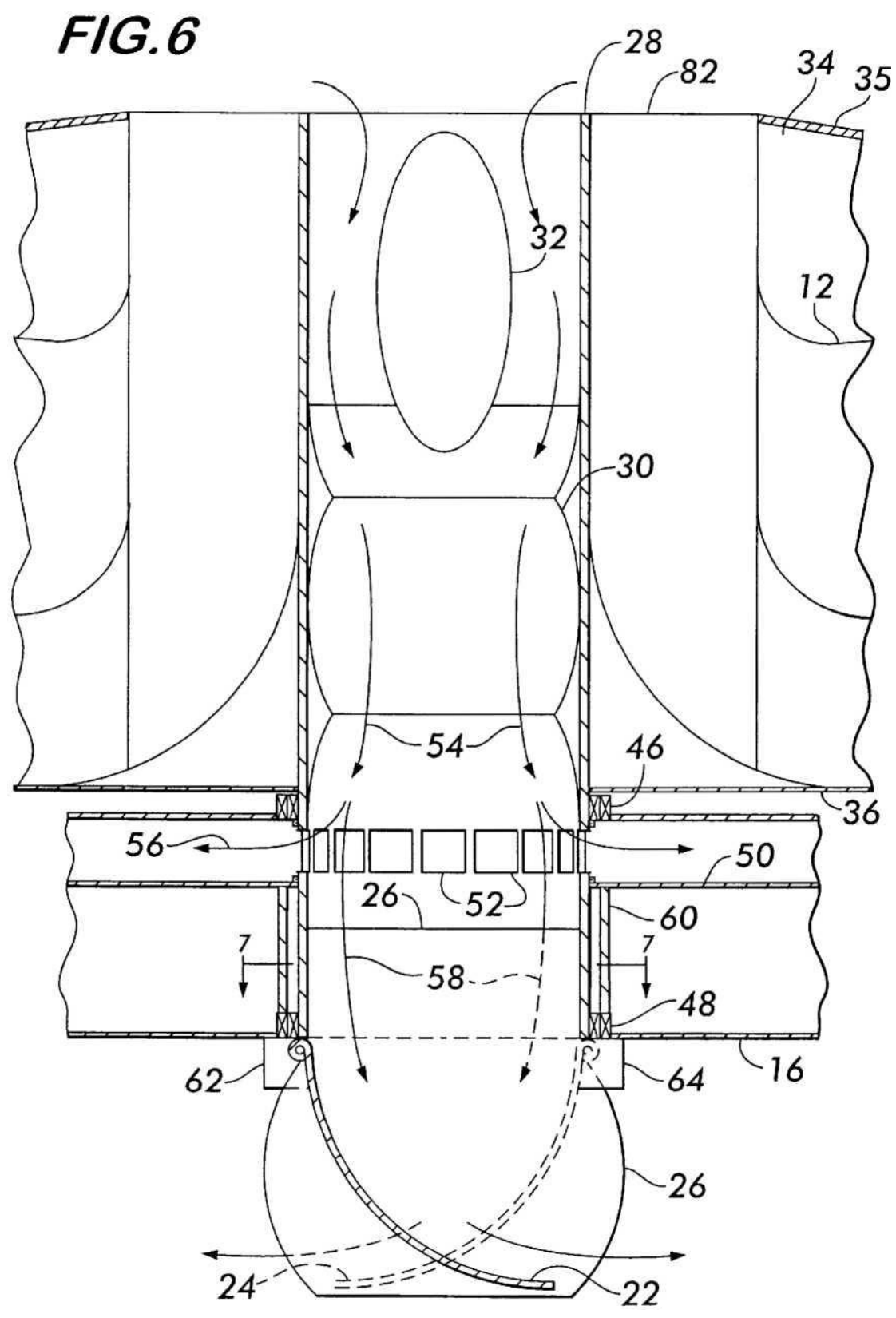
禁止转载

图 5

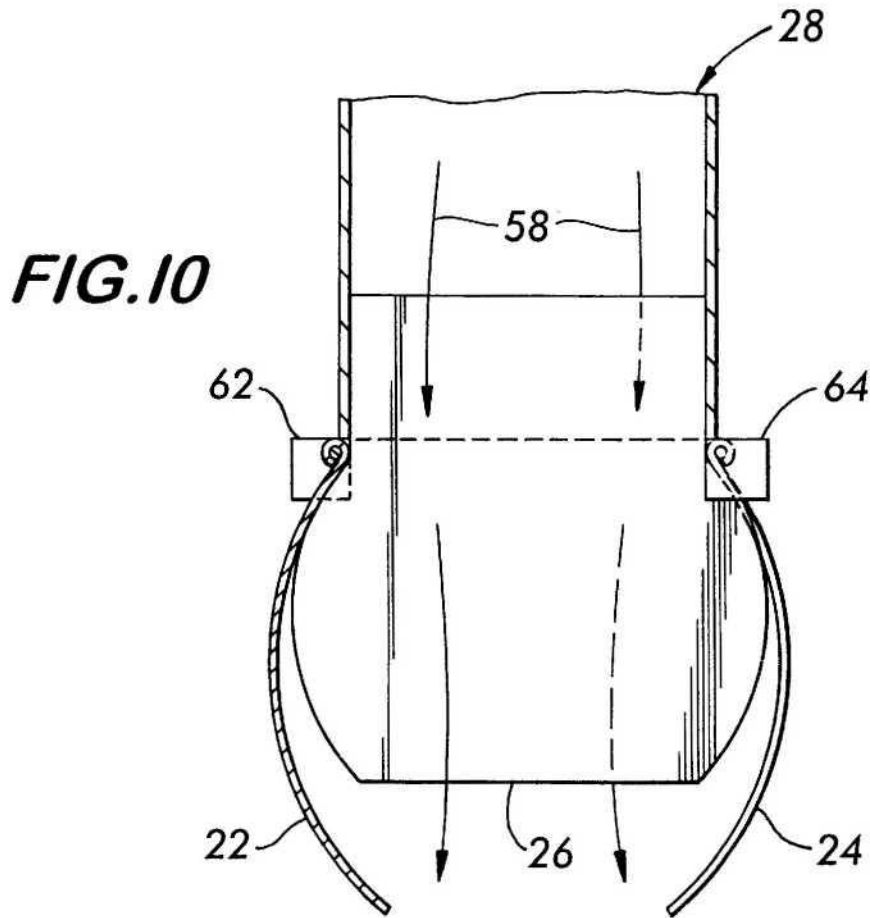
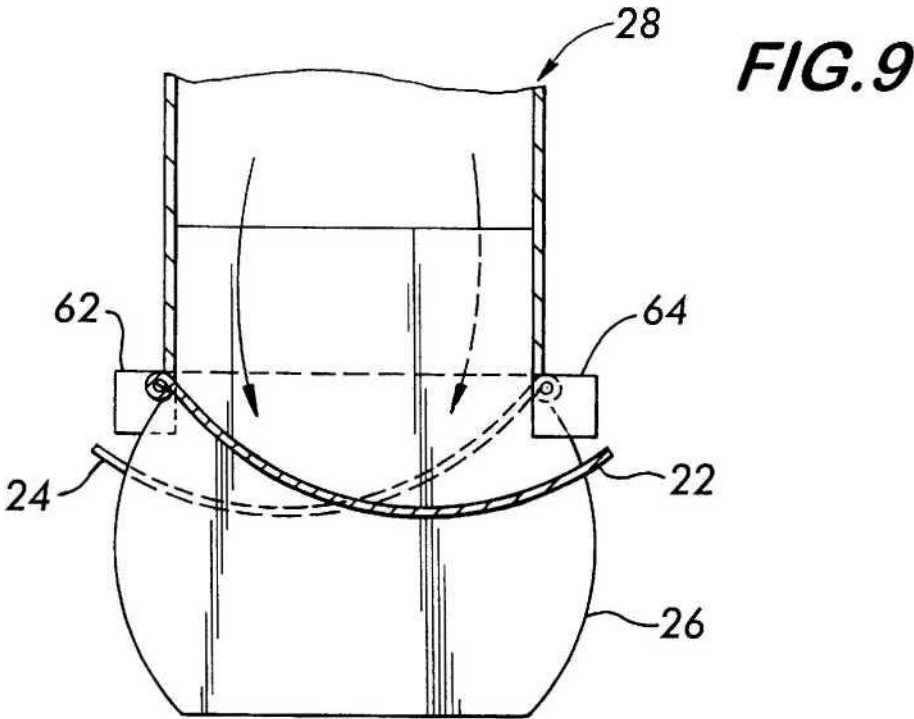


美国专利 2001 年 8 月 7 日，第 1 页，共 8 页

禁止转载



一个 ORET



美国专利 2001 年 8 月 7 日，第 1 页，共 8 页

Q Q475725346
一个 ORET

1 2
产生旋转翼型飞机的吹气升力

相关申请的交叉引用

本应用程序是应用程序 Ser 的部分延续应用程序。发明人 5
于 1997 年 1 月 24 日提交的第 08/788, 535 号专利, 名称为
“真空旋转包络飞机”, 现为美国专利。6, 016, 991 号。
在本申请中要求保护本申请的较早提交日期的好处。前述申
请的教导通过引用结合于此, 如同详细阐述一样。

10

发明领域

本发明涉及一种新型且不明显的圆形或圆形旋转翼型飞
机以及与使飞机能够飞行相关的方法。更具体地说, 本发明
涉及一种新的不明显的飞机, 该飞机在飞行中利用主动吹制 15
的圆形或圆形机翼来产生垂直升力。

发明背景

自 20 世纪初以来, 人类已经能够使动力飞机在大气层中 20
飞行。在发展改进的和更通用的飞机方面, 已经做了很多工
作, 并将继续做下去。

今天最常用的飞机类型需要巨大的起降跑道。然而, 多年
来, 在试图开发合适的、实用的和改进的垂直起降飞机方面 25
已经做了大量的工作。这些包括直升机以及飞船、气球和飞
艇。

利用氦气或其他比空气轻的气体的比空气轻的飞行器, 如
飞船等, 其缺点是不仅需要供应比空气轻的气体本身, 需要
增加和减少上升和下降的气体体积, 包括其重量在内的用于 30
容纳比空气轻的气体的实体结构, 以及容纳比空气轻一些的
气体所需的非常大的结构尺寸。

直升机是一种比空气重得多的飞机, 需要旋转螺旋桨叶片
结构。也有人试图通过螺旋桨或火箭提供垂直起飞, 有时安 35
装在机翼上, 可以垂直起飞, 水平横向飞行。

然而, 这些现有技术的设备或它们的任何组合都没有教导
或建议本文所讨论和要求保护的飞机。

40

发明概述

本发明创造了一种新类型的飞机或空中运输工具。本发明
还包括以经济、高效和有效的方式实现垂直起飞、着陆和飞
行的新方法。

45

本发明提供了许多优点。本发明的一个优点是它为飞机提
供了垂直起飞和着陆(垂直起落)能力, 从而消除了对巨大起
飞和着陆跑道的需要。本发明的垂直起落能力大大降低了地
面航空终端设施的基础设施要求, 从而大大降低了环境和经
济成本

50

QQ475725346
禁止转载

55

60

65

这类码头的影响, 无论是有少量大型码头设施还是大量小型
码头设施。

本发明的另一个优点是, 与大多数常规飞机相比, 它的垂
直起落能力大大提高了飞机的安全性能, 因为紧急着陆可以
在更多的地方安全进行。

本发明的另一个优点是降低了在机械故障发生时飞机如
直升机通常遇到的突然急剧下降的可能性。

本发明的另一个优点是, 它提供了一种具有旋转翼型的飞
行器, 该旋转翼型为整个飞行器提供了显著的惯性稳定性,
以抵抗外部干扰, 并因此提供了平稳的飞行。

本发明的另一个优点是, 它能够通过利用离心力为旋转翼
面提供结构刚性来提供这样一种被构造和操作为轻型飞行
器的飞行器。由离心力产生的这种结构刚性提供了对与机翼

使气流在旋转翼面上流动，在翼面上产生减压，气流在旋转翼面下被向下引导，两者都在飞机上产生向上的力或升力。本发明还考虑利用旋转翼型的旋转离心力或惯性力来增加飞机的结构刚度，从而提高其成本效益。术语离心力和旋转惯性力在本文中可互换使用。

此外，根据本发明，用于旋转外壳的装置连接到旋转的翼型上，并与翼型一起旋转。用于旋转外壳的装置可以是发动机(et、涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机或甚至涡轮螺旋桨发动机)，其提供足够的力来抵抗作用在翼型外表面上的空气摩擦力旋转翼型，并操作与翼型一起旋转的离心式空气风扇。

此外，根据本发明，提供了例如排气挡板或导流板的装置，用于将中央发动机的输出空气排气分成多个气流，目的是在中央发动机和所附机翼上产生旋转扭力。

此外，根据本发明，用于旋转的装置被选择成提供必要的旋转，以在旋转翼型的材料上提供足够的离心力，由此可以减少和/或最小化承受升力和由翼型上的空气动力压力产生的力的机械支撑结构的需求和重量。

此外，用于旋转外壳的装置使得外壳在飞行期间绕垂直于飞机横向运动方向的轴线旋转，从而仅在机翼的每次旋转的一部分期间，使机翼的前缘和表面暴露于由与大气接触引起的空气动力学加热。翼型的旋转允许热量随着翼型的加热部分在每次旋转期间旋转离开前缘位置而消散。

此外，根据本发明，飞机的升力也由横向翼型升力(伯努利效应原理)提供，这是由于飞机在大气中的横向运动，在当代使用中由传统的商用飞机上的机翼产生的。

此外，根据本发明，可以提供有效载荷舱，通过轴承安装到所述旋转翼面上，由此旋转翼面可以在有效载荷舱不旋转的情况下旋转。

此外，根据本发明，非旋转有效载荷舱可以设置有横向喷流，用于增强飞机在飞行期间的横向运动。

此外，对于本领域技术人员来说，其他变化是显而易见的

附图简述

为了说明本发明，在附图中示出了目前优选的形式；然而，应该理解，本发明不限于所示的精确布置和手段。

图图 1 是本发明的正视图，示出了主要的外部可见部件。

图图 2 是本发明的局部剖开的正视图，示出了没有飞机横向运动的旋转机翼上方和下方的气流方向。

禁止转载

图图 3 是本发明的正视图，示出了在横向运动期间翼型上方和下方的气流方向。

图图 4 是吹制旋转翼型的俯视图，其中顶盖和排气盖被移除。

图图 5 是沿着穿过吹制旋转翼型和核心管区域的中心的垂直平面截取的截面正视图。

图图 6 是沿着标记为图 6 的虚线截取的剖视图图 61.

图图 7 是沿图 7-7 线截取的部分剖开的剖视图 6.

图图 8 是沿图 8-8 线的剖视图 1.

图图 9 是沿着图 9 的线 9-9 截取的剖视图图 7 示出了排气导流板 22 和 24 处于基本缩回的位置。

图图 10 是图 1 所示结构的剖视图 9. 排气导流板 22 和 24

用于通过相对于周围大气环境横向移动来产生升力。

仍然最具体地参考图 1 参考图 1，示出了非旋转有效载荷舱 16。有效载荷舱 16 可以装载人、武器、货物或需要空运的任何其他类型的物品。尽管未示出，有效载荷舱 16 可以设置 5 有窗口或观察口。优选地，有效载荷舱 16 可以配备有电子外部观察系统，该系统在空气动力学上更加有效、高效和经济。同样如图 2 所示 1 是多个横向运动喷口 18。这些可以整体形成为有效载荷舱的一部分，或者可以是有效载荷舱 10 上方或下方的独立结构。如当前优选实施例所示，横向运动 10 喷口与有效载荷舱一体形成。

除了横向运动喷口 18 之外，有效载荷舱 16 可以配备禁止转载发动机，以提供额外的横向推力，从而提高横向速度。一个这样的发动机在 21 处以虚线轮廓示出。这可以是喷气 15 式发动机或任何其他类型的合适的发动机。额外的这种发动机可以位于有效载荷舱周围，优选地在每一侧或每个象限中有一个，但是根据需要可以或多或少地使用。此外，这些引擎是可选的。

同样如图 2 所示 1 是多个轻型起落架 20。优选地，将使 20 用三个这样的起落架，尽管可以使用任何其他合适的数量，例如 4、5、6 或任何其他合适的数量。

同样如图 2 所示 1 是可移动的排气导流板 22 和 24 以及排气隔板 26。排气导流板 24 用虚线表示，因为它在排气隔板 25 26 后面。

参考图 2 如图 2 所示，如前所述，分别由上风扇 34 和下风扇 36 的作用产生的向外流经旋转翼面的顶面和底面的气流分别由流动箭头 78 和 80 表示。同样如图 2 所示如图 2 所示，多个上部风扇排气盖 38A 中的两个处于打开位置，使得 30 从上部风扇流出的空气能够吹过或迫使空气流过翼型的顶面，并在该表面上产生沿箭头 39 方向的升力。

图 3 表示当翼型 12 沿箭头 41 所示的横向全速运动时，气流在翼型 12 上方和下方流动。流动箭头 40 表示翼型顶部上 35 方的相对气流，流动箭头 42 表示翼型底部下方的气流。这些气流被设计成在本发明的翼型相对于周围大气环境横向运动时产生升力，其方式与传统商用固定翼飞机上的机翼产生升力的方式非常相似。

现在参考图 2 其中为了图示清楚起见，示出了吹气升力产 40 生旋转翼型的俯视图，其中移除了上风扇 34 的顶盖 35 和排气盖 38。翼型 12 和上部风扇 34 如前所述示出。上部风扇(离心式风扇)的风扇叶片 14 被示出，在该特定图示中，其中一半被连接到中心芯管 28。在中心核心管 28 和下一个较大的 45 同心管 29 之间是多个空气通道 82，其将来自飞机上方的外部空气导入上部风扇 34 的中心区域，并通过垂直空气通道 82 导入下部风扇 36 的中心区域。下风扇 36，也是离心式风扇，被组织成

禁止转载

50

55

60

65

非常相似的时尚。每个风扇的尺寸、每个风扇中叶片的形状和数量以及空气通道的数量和尺寸都取决于针对特定飞机尺寸和功能要求的特定设计，并且可能与这里在这些细节领域中指出的总体设计不同。中心芯管 28 的内容物，例如在图 1 和 2 中所示图 5 和 6 中未示出 4 为了说明清楚。

现在更具体地参考图 1 参照图 5，翼型件 12 以及上风扇 34 和下风扇 36 的截面正视图提供了当上风扇排气盖 38A 打开时空气如何被上风扇 34 引导到翼型件 12 的上表面上的理解。翼型 12 的上表面上的气流 78 在翼型 12 的上表面上产生低压和升力。类似地，下部风扇 36 的进气垂直向下穿过翼型件 12 中心的空气通道 82，在那里它被下部风扇 36 向外加速。来自下风扇 36 的排气水平向外流动，直到它在翼型 12 的周边处遇到唇缘 15，然后气流在该处被向下引导。

偏转的角度和旋转的程度可以由废气流速和排气偏转器 22 和 24 的角度来控制。此外，排气导流板的打开方式类似于图 1 所示 10 允许箭头 58 所示的废气通过废气向下推力的喷射作用提供相当大的垂直升力，特别是当偏转器打开时。排气导流板 22 和 24 的位置可以由合适的控制装置 62 和 64 控制，控制装置 62 和 64 可以是任何合适类型的控制装置，包括由电动机、气动、液压或任何其他合适的可控驱动装置驱动的齿轮。

排气导流板 22 和 24 显示在图 2 中的另一个位置其中，尽管提供了中心核心管 28 的旋转，但是排气输出被充分阻碍，以使这些气体进入增压室 50 的压力和/或流速最大化，在增压室 50 中，这些气体然后可用于提供飞机的横向加速度。

现在更具体地参考图 1 图 8 结合图 1 和图 2 来看参考图 6 和图 1，排气或空气增压室 50 被示出为在中心芯管 28 中具有开口 52，用于将排气送入增压室 50。气室 50 的外周 66 设有多个横向运动喷射口 18，每个喷射口由多个叶片 68 可控地打开或关闭。从图 1 中可以看的最清楚在目前优选的实施例中，在每个开口中使用两个叶片，然而，可以理解的是，根据设计者的偏好，可以使用更多或更少的叶片，并且明确指出，可以使用单个叶片，或者可以设想使用十个或更多的叶片来可控地打开和关闭每个横向运动喷射口 18。

除了水平布置的可控叶片 68 之外，多个横向运动喷射口可以设置有以垂直姿态定位的可控叶片 70，以在与翼型件 12 的旋转方向相反的方向上可控地引导废气流，从而提供反向旋转或稳定力以保持增压室 50 以及有效载荷舱 16 不旋转。叶片 70 弥补了轴承 46 和 48 并非完全无摩擦的事实。垂直叶片 70 可由合适的电机驱动器 72 可控地操作，叶片可由合适的可控电机驱动器 74 驱动。可控马达驱动器 72 和 74 可以是任何合适类型的马达驱动器，包括机电、电动齿轮驱动、气动、液压或任何其他合适的驱动器，以选择性地控制叶片的位置。

横向运动喷射口提供喷射动作以在特定方向上驱动飞机 10。例如，如果希望飞机 10 开始在箭头 76 的方向上移动，横向运动喷射口 18A 的叶片 68 将被打开，优选地，所有剩余的叶片都关闭，以防止在其他方向上不需要的力，并防止空气阻力。当然，取决于抵抗旋转和克服轴承 46 和 48 的摩擦所需的力的大小，垂直叶片 70 刚好足够打开，以克服这些轴承的摩擦，并将有效载荷舱以及增压室 50 保持在稳定的非旋转状态。

图 1-3 所示的本发明 1 至 10 包括三种提升或垂直向上加速方式。

第一升力是由上下风扇 34 和 36 的输出提供的气流产生的，因为这些气流作用在旋转的上表面和下表面上

禁止转载

50

55

60

65

从图 1 中可以最清楚地看到翼型 122 由气流箭头 78 和 80 的方向表示。气流 78 从上部风扇 34 向外移动到翼型件 12 的上表面上，并由于气流 78 而在翼型件 12 的顶表面上产生低于大气的气压。气流 80 从机翼 12 下表面下方的下风扇 36 向外移动，直到它遇到机翼 12 的外部向下延伸的唇缘 15，在那里气流 80 向下转向。向下转动气流 80 度，在机翼下表面产生一个高于大气压的压力。作用在翼型 12 的上表面和下表面上的这两个压力在翼型中产生升力。

当飞机 10 在大气中横向移动时，第二种升力方式是可用的。当飞机横向移动时，翼型件 12 上表面上的气流路径比翼型件下表面上的气流路径长，导致与翼型件下表面相比，上表面上的空气运动速度更高，压力更低。这种压力差提供了空气动力升力的额外来源，根据伯努利效应原理，空气动力

9 10

1. 旋转机翼及其风扇的动力；
2. 在特殊情况下用作额外垂直推力源的动力(如在起飞操作期间将飞机“弹出”地面)；
3. 横向运动喷嘴提供横向加速和制动的动力；和
4. 操纵有效载荷舱反向旋转喷嘴的动力。
图 1 和 2 的本发明 1 到 10, 如果针对非常高速的横向运动进行优化, 也可以在空气动力学加热领域提供显著的优势。飞行器撞击大气的主要部件是机翼 12, 该部件旋转。因此, 当翼型件 12 处于前缘位置时, 翼型件 12 的每个部分吸收的热量在该部分不处于前缘位置的时间内消散。
本发明还提供了由旋转外壳的回转作用产生的相当大的平台稳定性。
在不脱离本发明的精神或基本属性的情况下, 本发明可以以其他特定形式实施, 因此, 应当参考所附权利要求, 而不是前述说明来指示本发明的范围。
我声称:
1. 一种飞行器, 包括:
具有上表面的圆形翼型;
用于旋转所述翼型的装置, 其中所述用于旋转所述翼型的装置包括用于使气态流体流向可控偏转器的发动机, 所述可控偏转器可调节地适于产生选择性的旋转量和升力; 和
用于使气流穿过所述翼型的所述上表面以产生所述翼型的升力的装置。
2. 根据权利要求 1 所述的飞行器, 其中所述翼型设有下表面, 并包括用于使气流从所述下表面向外和向下流动以产生所述翼型升力的第二装置。
3. 根据权利要求 2 的飞行器, 其中所述第二装置包括在所述下表面外围的向下突出的唇缘。
4. 根据权利要求 1 所述的飞机, 其特征在于, 所述用于产生穿过所述机翼上表面的气流量的装置连接到所述机翼上, 并适于与所述机翼一起旋转。
5. 根据权利要求 2 所述的飞机, 其特征在于, 用于使气流从所述下表面向外和向下流动的所述第二装置连接到所述机翼上, 并适于与所述机翼一起旋转。
6. 根据权利要求 1 所述的飞行器, 包括多个横向运动喷射口, 这些喷射口可控制地打开和关闭, 以选择性地控制来自所述发动机的气流的至少一部分, 从而提供可控的横向力来控制横向运动。
7. 根据权利要求 1 所述的飞机, 其特征在于, 所述圆形翼型在横向飞行期间旋转, 以在飞行方向上冷却所述翼型的前缘。
8. 一种飞行器, 包括:
具有上表面和下表面的圆形翼型;
用于旋转所述翼型的装置, 其中所述用于旋转所述翼型的装置包括用于使气态流体流向可控偏转器的发动机, 所述可控偏转器可调节地适于产生选择性的旋转量和升力 and

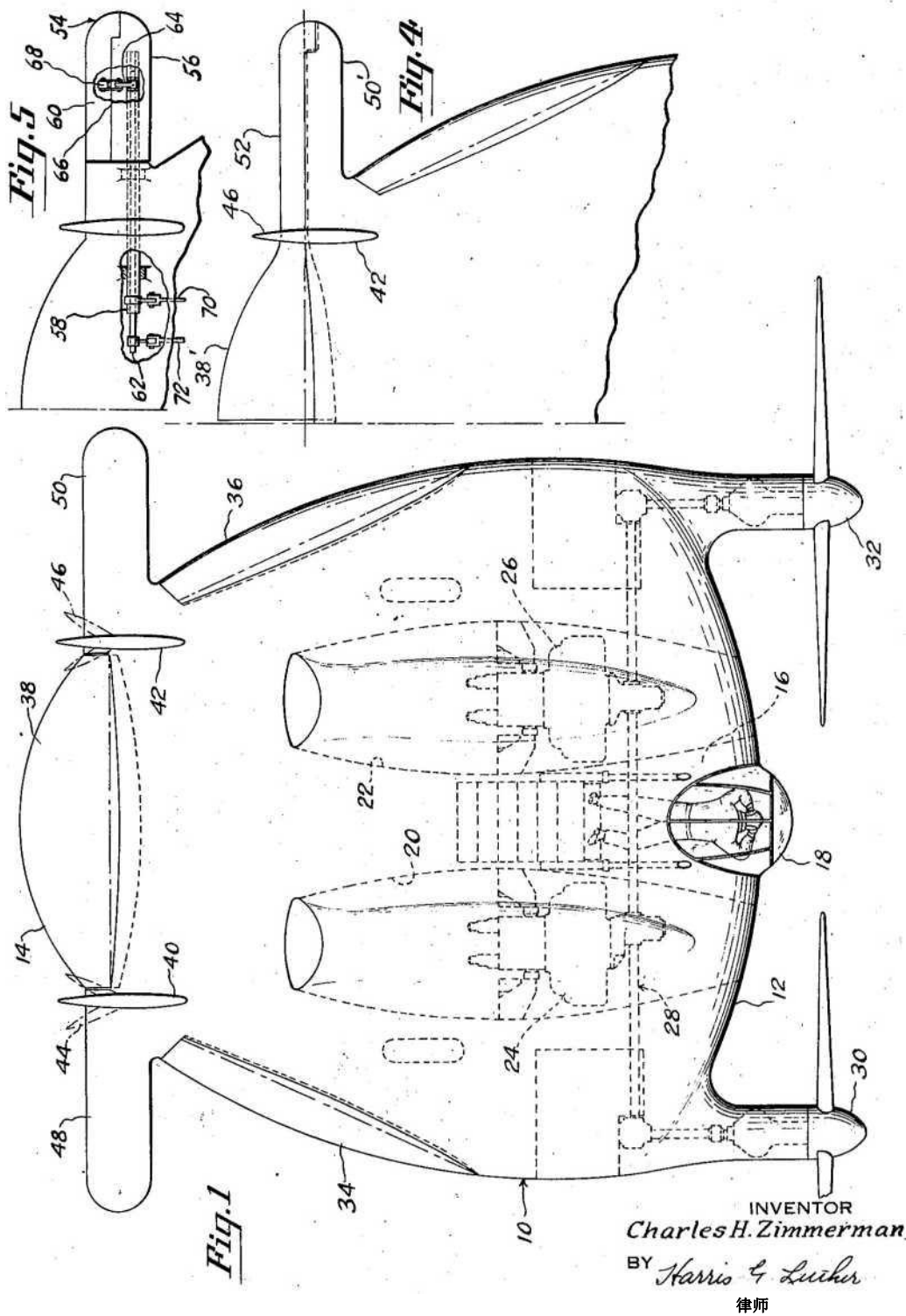
力; 连接到所述翼型并适于随其旋转的装置, 用于使气流穿过所述翼型的所述上表面, 并从所述翼型的所述下表面穿过并向下, 以产生所述翼型的升力。
9. 根据权利要求 8 所述的飞行器, 其包括在所述下表面外围的向下突出的唇缘。
10. 根据权利要求 8 所述的飞行器, 包括多个横向运动喷射口, 这些喷射口可控制地打开和关闭, 以选择性地控制来自所述发动机的气流的至少一部分, 从而提供可控的横向力来控制横向运动。
11. 根据权利要求 8 所述的飞行器, 其特征在于, 所述圆形翼型在侧向飞行期间旋转, 以在飞行方向上冷却所述翼型的前缘。
12. 一种飞行器, 包括:
具有凸形上表面的圆形翼型; 用于旋转所述翼型的装置;
离心风扇, 该离心风扇中心地且整体地安装到所述圆形翼型上, 并在所述圆形翼型的所述上表面上方延伸, 由此所述离心风扇与所述圆形翼型一起旋转;
所述用于旋转所述翼型的装置与所述翼型成一体并与其一起旋转, 使得在所述凸形上表面上方延伸并与其成一体旋转离心风扇使气流穿过所述翼型的所述凸形上表面, 以产生所述翼型的升力。
13. 根据权利要求 12 所述的飞机, 包括:
第二圆形翼型, 其具有基本平坦的下表面, 在其周边具有向下翻转的唇缘;
第二离心风扇, 其在所述第二圆形翼型下方延伸并与其成一体, 其中所述第二离心风扇与所述第二圆形翼型一起旋转; 和
其中所述第二离心风扇与在所述第二圆形翼型的所述下表面下方延伸的整体形成, 使得气流穿过所述下表面和所述第二圆形翼型的所述向下转动的唇缘, 以产生所述翼型的升力。
14. 根据权利要求 12 所述的飞机, 包括:
用于所述离心式风扇的排气盖, 所述排气盖可控制地打开和关闭, 使得所述排气盖可以打开以增加升力, 并且可以关闭以在侧向飞行期间增强所述圆形翼型上的气流。
15. 根据权利要求 12 所述的飞行器, 其特征在于, 所述用于旋转所述翼型的装置包括发动机, 该发动机用于使气流导向可控偏转器, 所述可控偏转器可调节地适于产生选定量的旋转和升力。
16. 根据权利要求 15 所述的飞机, 包括:
多个横向运动喷射口, 其可控制地打开和关闭, 以选择性地控制来自所述发动机的气流的至少一部分, 从而提供可控的横向力来控制横向运动。
17. 根据权利要求 12 所述的飞机, 其特征在于, 所述圆形翼型在横向飞行期间旋转, 以在飞行方向上冷却所述翼型的前缘。

QQ475725346
ONE OR ET

1947 年 11 月 18 日。c. h. zimmerman

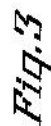
低展弦比飞机

1940 年 12 月 18 日提交 2 页-第 1 页



禁止转载

低空飞机。纵横比



于年月日提交。1940 年 2 页-第 2 页。

QQ475725346

不要或不要

1947年11月18日获得专利 2, 431, 293

美国专利局

2 431 293

低展弦比飞机

查尔斯·齐默曼，康涅狄格州尼科尔斯，转让给康涅狄格州东哈特福德联合飞机公司，特拉华州的一家公司

申请日期:1940年12月18日，申请号:370, 643

15 索赔。(Cl. 244-13)

1

2

本发明涉及飞机的改进，尤其涉及一种改进的低展弦比飞机。
本发明的一个目的在于提供一种改进的低展弦比飞机，该飞机具有改进的前后或俯仰稳定性城市。

另一个目的在于提供一种改进的低展弦比飞机，该飞机具有向后设置的升力增加和稳定部件，这些部件定位成利用尾流中的涡流能量。用于增加升力和稳定飞机而不会显著损失飞机内效率。

另一个目的在于提供一种改进的低展弦比飞机，其具有向后设置的升力增加和稳定构件，这些构件被定位成利用翼尖涡流的能量，其中所述构件或其合适的部分可绕 20 个合适的轴线移动，从而为所述飞机提供纵向和横向控制。

随着描述的进行，其它目的和优点将在下文中更具体地指出或变得明显。

在附图中，相同的附图标记始终用于表示相似的部件，为了公开本发明，示出了合适的结构实施例。然而，附图是为了说明的目的。只能带走，不能带走。■作为对本发明的限制或约束，因为对本领域技术人员来说显而易见的是，在所示实施例中的各种变化可以以任何方式不超出本发明的范围。

在附图中，
图 1 是根据本发明构造的飞机的俯视图。
图 2 是图 1 所示飞机 40 的前视图。
图 3 是图 1 所示飞机的侧视图，并且
图 4 是飞机局部的俯视图，示出了本发明的稍微改进的形式。

图 5 是飞机的局部俯视图，示出了本发明的另一种稍微改进的形式。

详细参考附图，air- 50 飞行器具有半圆形或马蹄形轮廓的单翼 10，该单翼具有前部，该前部设有略微凸起的前缘 p - *.12-还有。更尖锐弯曲的后部。

' ft haagg-a-凸 tra^ilihg'边' 14。这个翅膀。co'jS-55

30 和 32 由设置在机翼 10 每侧稍微在前缘 12 前方的突起承载。机翼部分设置有一对偏斜的副翼 34 和 38，在机翼部分后部的可移动的水平升降舵 33，以及一对垂直尾翼 40 和 42，垂直方向舵 44 和 46 连接到这对垂直尾翼 40 和 42 上。

如图 1 中特别示出的，主翼 10 具有其最大宽度，即前缘 12 后方的一小段距离，并且从该最大宽度的位置开始，以大致半圆形或马蹄形的方式向后逐渐变细。这种机翼通常被称为低展弦比机翼，并且在下文将被称为低展弦比机翼，并且属于展弦比通常小于 3 的机翼类别。当这种翼型在空气中前进时，由翼型建立的压力场使空气从下表面下方向外受力，并被吸入翼型尖端附近的上表面。空气的这种运动，施加在翼型的向前运动上，在翼尖的后部区域给空气产生合成涡流或涡流运动，涡流的核心或轴线从翼尖沿相对风的方向稍微向内和向上拖曳。空气的这种涡旋运动在涡轴内侧产生明显的下洗，在涡轴外侧产生明显的上洗。虽然这种涡流存在于每一个产生升力的翼型的尖端，但它的影响在小展弦比翼型的情况下要大得多，如所示的那样，因为在这种小展弦比翼型下面的大部分空气横向流出，经过翼型尖端，而不是从后缘流出。由于空气的这种涡流扰动代表着飞机效率的损失，因此希望尽可能地将其最小化。通过以相反方向旋转螺旋桨，使得每个螺旋桨滑流中的旋转效果与围绕相应翼尖延伸的涡流的旋转方向相反，可以获得诸如所示的飞机效率的重要改进。这样的滑流将有一个外侧的下洗和一个内侧的上洗，这将反作用于上洗

34

机翼下表面，以提高机翼升力。此外，在翼尖产生涡流将需要滑流的旋转完全反转，从而基本上恢复滑流的所有旋转能量，并且在空气围绕涡流轴线的旋转运动中损失更少的能量。然而，在每个翼尖的尾流中仍然会有明显的向后延伸的涡流，本发明的目的之一是从这些涡流中回收更多的能量，同时大大提高飞机的前后稳定性。

由于主翼部分的升力中心和向后布置的升降舵的升力中心之间的距离相对较短，并且由于在保持这样一架飞机的大迎角，需要大的力矩，因此结后部提供独立的固定或可调节的稳定器来抑制主翼上的控制和载荷就很困难。

翼部分的俯仰运动是不切实际的，所以所示类型

的低展弦比飞机在前后不稳定方面总是经历或多或少的困难。这种阻尼的缺乏往往会使主翼部分的力矩系数基本恒定，位于低展弦比翼型中，重心必形成振荡状态，这使得这种飞机的俯仰控制变得须位于弦的百分之十至百分之十五，以便获得。高速困难。此外，为了在这种类型的飞机中获得合适行驶时的稳定性。重心在这样一个点上的位置产生了静态稳定性，特别是在具有基本对称横截面的主要的设计问题，而现有的设备是不切实际的。发现机翼中，有必要将重心定位在比实际可能的更靠放置在涡流上洗区的稳定叶片并不显著影响阻力，在前的位置，这意味着实际上重心在将获得令人满意的静态稳定性的位置的后面。根据本发明，飞机的空气动力中心到一个更有利的位置，有可能建造机在其后部设有两个横向延伸的稳定构件，如一架低展弦比飞机 40，其中重心位于离机翼前缘一和 50 所示。在所布置的布置中，这些构件从副翼 34 个实际距离处；用对称翼型保持飞机大迎角所需的力和 36 的后端与升降舵 38 的相应相邻端之间的主矩是合理的，实际上接近零。45 在图 4 所示的本发明翼部分延伸到稍微超出主翼部分最大横向范围的形式中，总体布置与上面结合图 4 和 5 描述的相同位置。这些构件通常具有流线型的横截面，并且如图 1、2 和 3 所示，但是在改进的形式中，可移动如果需要，可以具有翼型轮廓，精确的轮廓在某升降机 38' 设有横向延伸部，其中一个延伸部由 52 种程度上取决于特定装置的特征，并且这些构件表示，其构成相应的稳定构件 48' 和 50' 的后部。的位置和尺寸使得每个构件的外半部大约 50° 位于这些延伸部实质上增加了升降舵 38 的效果，因为它于入射到相应涡流的明显向上的空气流中。因此，它们位于主翼 10 的自由气流中，还因为它们改变了横通过利用来自主翼的上洗能量来产生升力，主翼向稳定构件的翼型形状，从而改变了这些构件的升力部分所需的总升力可以随着飞机阻力的相应减小效果。是否提供这些侧向延伸将取决于飞机特定设计而成比例地减小。还发现，流过稳定构件 48 和 50 的特点。

顶部的上洗部分在这些构件上产生具有向前分量。如果发现需要增加俯仰控制的灵敏度，可以提供的升力，这也在一定程度上减小了飞机的总阻力，这种延伸，但是，如果上面水平升降舵的控制足够灵敏或者至少不会由于提供稳定构件而导致阻力增加。敏感，稳定叶片将没有可移动部分。延伸部分-48'-和通过增加构件 48 和 50 在翼后部提供的额外的独立可移动后部的差动操作。50' 用作副翼，代替区域提供了有效的阻尼作用，使得主翼的俯仰运动或结合翼载副翼 34 和 70 也是可以考虑的。这些可动不会发生得太快，并且任何振荡运动将立即被移动部件能像副翼一样有效地工作，这一点很明显，阻尼掉，并且还允许飞机重心的进一步向后和更因为它们比这种飞机的传统副翼更靠外侧，并且布置实际的位置。这纠正了通常的前后不稳定状在相对较高的气流中。

况空气的总阻力没有实质性的增加

禁止转载

如果需要,不是“仅铰接”稳定构件 48 和 50 的将叶片后部,而是整个稳定构件。可以按原样安装。绕着固定到所述沿构件纵向延伸的轴线转动,该轴线位于任何方便翼尖后部相和合适的位置,例如距前缘约 20% 的弦。在这种相当大的距离置中,两个构件可以被差动操作以。充当副翼——处的所述后以及“一起操作”——充当俯仰控制部件。翼部分上,并

在图 1 所示的修改中 5、叶片,其中一个——延伸到所述般是。表明。在 54,构成的唯一手段。飞机的横向机翼外侧部和纵向控制,以及提供上述阻尼和稳定效果。在这分的空气动种布置中,每个构件可以方便地包括由旋转轴 58 力上洗区域 5 承载的前部 56,旋转轴 58 的轴线沿着前部纵向延中,该距离基伸到前端的“后部”。以及铰接到轴 58 后方的前本上超过所部的后部 60。部分 60 可以通过合适的方式相对于述机翼的最部分 56 倾斜,例如与轴 58 同心的轴 62,并且在其大翼展尺寸。外端具有穿过狭槽突出的臂 64。“轴内”58 和“通各自的翼尖过合适的连杆 66 与固定在部分 60 上的喇叭 68 连涡流。

3. 在飞机中,展弦比等于或小于 3 的机翼,在飞行中产生以下内侧下洗为特征,的翼尖涡流

尽管为了公开本发明的目的,在上文中已经描述并在附图中示出了合适的机械布置,但是应当理解,本发明不限于如此示出和描述的特定实施例,而是各种部件的尺寸、形状和布置的这种变化可以在附属权利要求的范围内进行。

现在已经描述了本发明,使得本领域的其他技术人员可以清楚地理解本发明,希望通过专利证书来 10° 和沿着从每个翼尖

1. 在飞机中,机翼包括形成小展弦比机翼的前部向后拖曳的和后部,所述前部提供前缘并使所述前缘合并成横轴线的向外侧向延伸的翼尖,所述后部具有包括后缘并也与所述上洗,沿着每翼尖合并的凸形边缘,以及一对相对横向延伸的稳个翼尖有一定叶片,其固定在所述机翼升力中心后方的所述后个副翼。-所部的边缘上,并向外延伸超过所述机翼最大翼展尺寸述机翼的侧面的相当大的距离。

2. 在飞机中,包括前部和后部的机翼形成低展弦的襟翼-铰链比的机翼,所述前部包括翼尖,当飞机飞行时,所连接到。所述述翼尖产生翼尖涡流,其特征在于围绕从每个翼尖机翼的后边向后拖曳的轴线的内侧下洗和外侧上洗,并且所述缘,其端部与后部具有凸边缘,其前端并入所述翼尖,

机,有一个主翼,一个可倾斜的襟翼。铰接到的后边缘。所述主翼和一对稳定叶片

25 从所述主翼的后部横向延伸,在其每一侧,每个所述叶片包括相对于所述主翼固定的前部和可倾斜的后部,所述可倾斜的后部在所述后翼襟翼的每一端各有一个。

5. 在西安。飞机,包括前部和后部的机翼,所述前部具有翼尖,当所述飞机飞行时,从翼尖向后的后缘翼尖涡流延伸,

35 和-所述后部形成所述前部的延伸部分,并具有与所述翼尖合并的凸形边缘,用于所述飞机的稳定装置包括一对翼型叶片。一个在所述机翼 a 的纵向中心线 40 的每一侧,在所述翼尖后方相当大的距离处,并且其大部分横向延伸超过相应翼尖涡流的轴线。

6. 在飞机上,有翼尖的机翼

45, 该后缘翼尖涡流向后延伸。当所述飞机飞行时,沿着所述机翼每侧的副翼,在所述机翼后部的升降舵,稳定装置包括一对刚性连接的翼型叶片,在所*升降舵和所述副翼的端部之间的所述飞机纵向中心线的每侧各设置一个,所述叶片横向延伸超过相应翼尖涡流的轴线,延伸程度使得所述机翼翼尖涡流的大部分

55 每个稳定叶片位于各自翼尖涡流外侧部分的空气动力上洗区。

7. 在具有低展弦比机翼的飞机中,该机翼具有向后延伸的翼尖

当飞机飞行时,后缘翼尖涡流延伸,后操纵面可绕基本平行于连接所述翼尖的线的轴线倾斜,所述飞机的稳定装置包括一对翼型叶片,在所述飞机纵向中心线的每一侧,邻近所述翼尖的所述机翼后部,并横向延伸超过相应翼尖涡流的轴线,每个稳定叶片的一部分相对于所述机翼固定,一部分与所述后控制表面成一体并可随后移动。

8. 如权利要求 7 所述的装置包括支撑所述叶片的装置,用于围绕纵向延伸的轴线倾斜运动

-各叶片的 J5。

9j-DPPosite^横向延伸 sta-



一个 ORET

4. 一种小展弦比飞

78

9. 如权利要求 7 所述的装置包括稳定叶片，每个稳定叶片包括相对固定的前部和可移动的后部，该后部可绕叶片纵向延伸的轴线倾斜。

10. 如权利要求 7 所述的装置，包括稳定叶片，每个稳定叶片包括可绕叶片纵向延伸的轴线倾斜的前部和由所述前部承载并可相对其倾斜的后部。

11. 如权利要求 7 所述的装置包括稳定叶片，每个稳定叶片包括可围绕叶片纵向延伸的轴线倾斜的前部和由所述前部承载并可相对于其倾斜的后部 15，用于倾斜所述叶片前部的手动可控装置，以及用于仅倾斜所述叶片后部的单独手动可控装置。

12. 在一种飞机中，一个机翼包括一个宽的前部和一个后部，该前部具有翼尖，当飞机飞行时，向后的后缘翼尖涡流从该翼尖延伸，该后部与所述翼尖合并，并逐渐减小宽度至机翼的末端，用于所述飞机的稳定装置包括：一对翼片，在所述飞机的纵向中心线的每一侧，在所述飞机的组合升力中心和 30° 的后方设置一个翼片

■基本上在所述翼尖的后方隔开，并横向延伸超过相应翼尖涡流的轴线相当大的距离。

13. 在一种具有小展弦比机翼的飞机中，当飞机飞行时，从该机翼的翼尖向后拖曳 35° 翼尖涡流，稳定“所述飞机的装置”包括一对由所述机翼承载的翼片，一个翼片在所述飞机纵向中心线的每一侧，在所述机翼翼尖的后方大约 40° 处，基本上在所述机翼的中间平面内，并横向延伸超出相应翼尖涡流轴线的相当大的距离，所述叶片可相对于所述机翼围绕大致沿相应叶片纵向延伸 45° 的轴线移动。

14. 在飞机中，机翼包括形成低展弦比机翼的前部和后部，所述前部具有前缘，并且还具有形成翼尖的横向末端，并且所述后部具有大致半圆形

的平面形状，并且以凸线合并到所述翼尖中，在所述翼尖前方的所述前缘上横向间隔的螺旋桨承载突起，以及比所述机翼具有更大跨度的翼片，所述翼片在远离所述翼尖的位置从所述后部的侧面横向延伸。

15. 在飞机中，机翼包括形成小展弦比机翼的前部和后部，当飞机飞行时，后缘翼尖涡流从该机翼延伸，所述前部具有凸形前缘，并且还具有形成凸形翼尖的横向末端，并且所述后部“通常”为半圆形平面形式，并且以凸形线合并到所述翼尖中，以形成凸形后缘、横向间隔的螺旋桨承载突起；在所述翼尖前方的所述前缘上，以及从所述后翼部分横向向外延伸超过所述翼尖涡流轴线的稳定叶片，所述叶片包括翼延伸部并在飞行中相对于所述机翼保持固定。

CHARLES H. ZIMMERMAN.

REFERENCES INDEPED

下列参考文献记录在本专利文件中：

美国专利

号码名称日期

1,391,355	Woyevodsky	Sept. 00, 1921
1,512,428	Linthicum	Occ. 21, 1924
1,768,708	Myeer	July 1, 1930
1,853,653	Babula	Apr.- 22, 1932
1,859,568	Lesh	Sept. 20, 1921
1,887,411	Johnson	Nvv. 8, 1322
2,063,456	Nemeth.	Dec. „9366
2,194,596	Henter	Mar.'26, 1940

外国专利

编号国家日期

149, 708 大不列颠 _____ 2020 年 8 月 17 日

QQ475725346
禁止转载

更正证书

专利号 2, 431, 293。

1947 年 11 月 18 日。

CHARLES H. ZIMMERMAN

兹证明上述编号专利的印刷说明书中出现错误，要求更正如下：第 6 栏第 72 行和第 7 栏第 1、6 和 12 行，权利要求参考数字“7”应为 5；并且所述专利证书应与其中的这些更正一起阅读，以使其与专利局的案件记录一致。

“于公元 1948 年 1 月 20 日签字盖章。

[OAX]

THOMAS F. MURPHY, 专利事务助理专员。

QQ475725346
禁止转载

1947年12月16日。

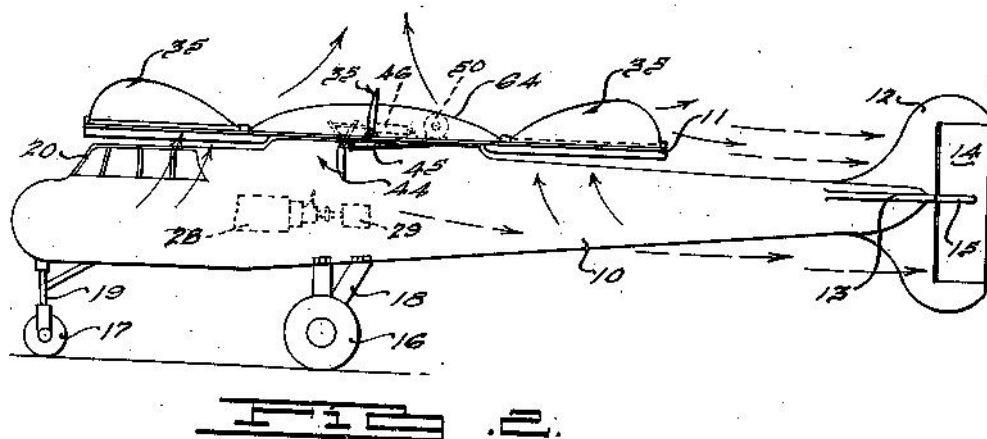
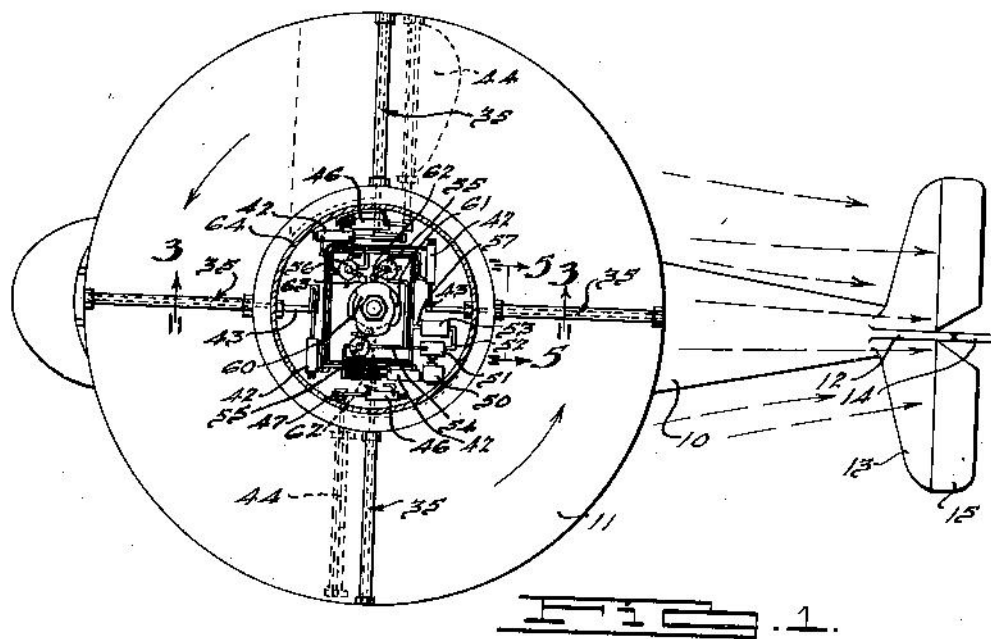
C. D.列侬

旋转盘式飞机

2 432 775

1943年6月9日提交

2页—第1页



INVENTOR.
Clarence D. Lennon.
BY
Gray and Smith

QQ475725346

东北还是东北

1947年12月16

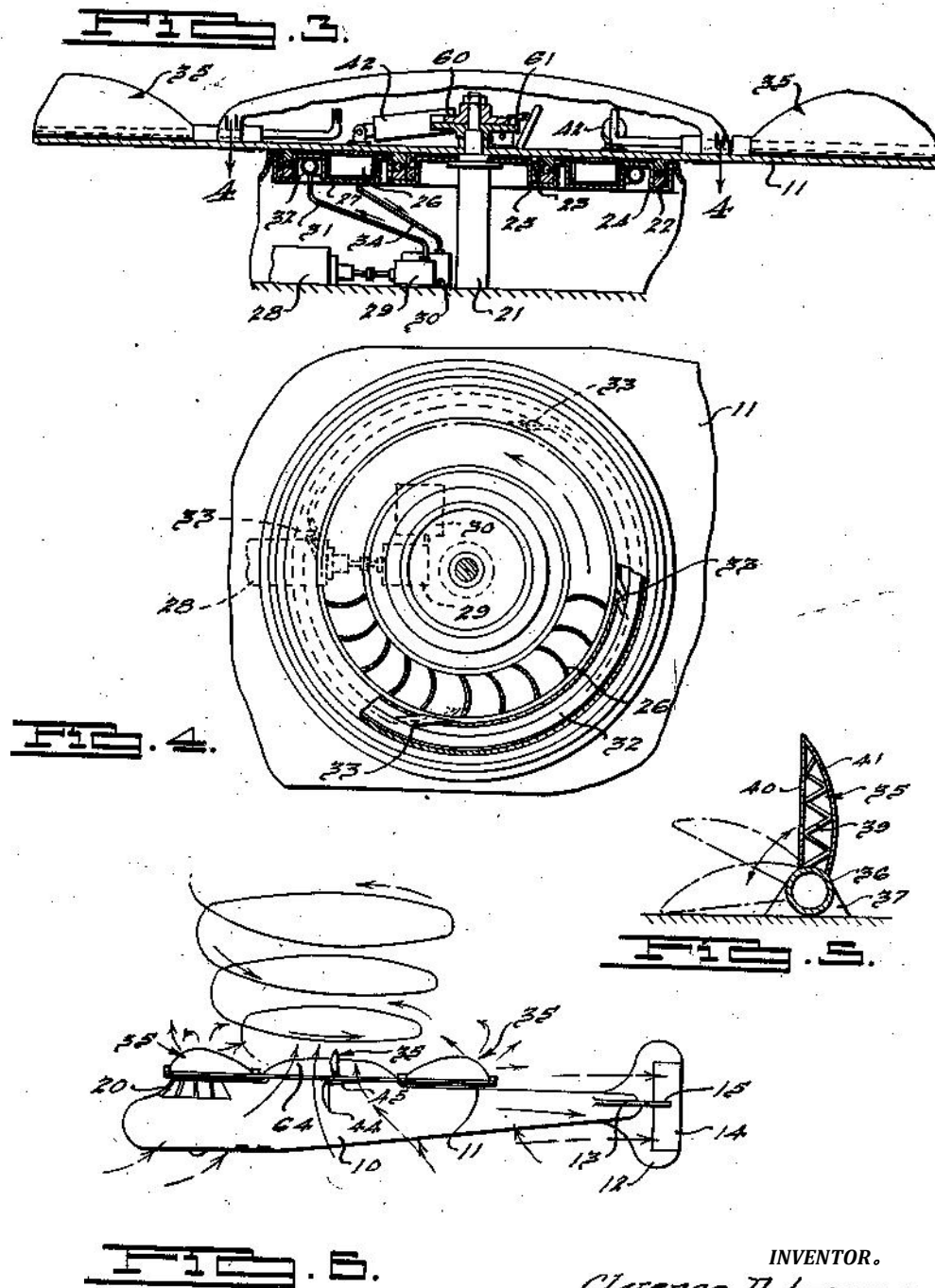
口

C. D. 列侬
旋转盘式飞机

2 432 775

1943年6月9日提交

2页-第2页



INVENTOR.
Clarence D. Lennon.
BY *H. J. Smith*

QQ475725346
ONE OR ET

1947 年 12 月 16 日获得专利 2, 432, 775

美国专利局

2 432 775

旋转盘式飞机

克拉伦斯·d·列依，密歇根州底特律

申请 1943 年 6 月 9 日，序号 490, 171

3 索赔。(Cl. 244-17)

1 本发明涉及飞机的改进，尤其涉及垂直上升的刚性旋转机翼型飞机的改进。2 飞机在飞行期间在空中，所述调整还减小了所述圆盘在水平面上向前运动的阻力。

本发明的主要目的是：本发明的其他目的和优点将出现在以下描述中，参考了形成本说明书一部分的附图，其中在几个视图中，相同的附图标记表示相应的部分。

1. 本发明提供一种飞机，该飞机通过旋转圆盘或旋转板在垂直平面内被提升，该旋转圆盘或旋转板的附图，其中在几个视图中，相同的附图标记表示在旋转时在其上表面和下表面上产生气压差，该气压差与上表面的中心部分相邻，从而如果需要的话，在图纸中：

使飞机在基本垂直的平面内上升或下降，同时运动图 1 是表示体现本发明主要特征的飞机的俯视图，其中部分被剖开。

2. 本发明提供一种设计新颖独特的飞机，其中利用刚性旋转板来执行升力机翼和螺旋桨或空气螺旋桨的组合功能。图 2 是图 1 所示飞机的侧视图。

3. 本发明提供一种飞机，其特征特别在于其相对高的提升效率，该效率与改进的和有效的推进系统相结合，通过该推进系统允许在水平面内的高速度。图 3 是基本上沿图 1 的线 3-3 从箭头方向看去的部分剖视图。

4. 提供一种飞行器，其中飞行器的提升和推进通过刚性圆盘构件的旋转来完成，该刚性圆盘构件除了产生沿垂直方向施加的提升力和沿垂直方向施加的推进力之外。纵向方向 30 也产生回转力，该回转力赋予所述飞行器稳定性。图 4 是沿图 3 的线 4-4 截取的部分剖面图，从箭头的方向看。

5. 提供一种旋转刚性机翼型飞机，其中旋转板由液压致动的驱动机构驱动，该驱动机构将驱动力传递到旋转板上的多个点，从而提供一种平衡机构，其中旋转板构件在水平面之外旋转的趋势被有效地抵消。图 5 是基本上沿图 1 的线 5-5 截取的剖视图。

6. 本发明提供一种飞机，该飞机设计成根据飞行原理工作，该飞行原理基于圆锥形扰动区的产生，该扰动区的中心减压区围绕其中心垂直轴，该中心垂直轴与基本上穿过飞机重心的垂直线重合。图 6 是示意性表示气流的侧视图，示出了飞行中的本发明的飞机。

7. 提供一种利用旋转刚性圆盘型提升构件的飞行器结构，其中通过改变所述圆盘的有效空气接触表面面积来改变所述圆盘的提升效果，从而在起飞和着陆期间以及在调整到。提供以下理论和过程基于较小的升力足以维持我所做的 55 个基本观测和研究。

禁止转载

40

45

50

1947 年 12 月 16 日获得专利 2, 432, 775

3

我已经根据它制定了飞行的一般理论，现在我将解释。

在此公开的体现这一理论的飞机，据信比以前已知的同等容量和常规结构的飞机具有更高的工作效率。

我已经观察到，当一个平面圆盘在空气中旋转时，与不旋转时相比，在相同的推进力下，它会移动更大的距离。我相信这是由于质量的旋转以一种有效的方式利用了所有施加于其上的力，这些力导致了质量的旋转和旋转。-它的-推进，穿过太空。质量，通过它的旋转，保存了施加在其上的初始力，并且这些保存的力是可用的，以延长它的行程并克服质量的惯性。这有助于保持质量的速度，使其在重力作用下被吸引到地球之前，在空气中以足够的速度行进更长的水平距离，而不是在相同的圆盘上施加相等的初始力，圆盘在空间中被推动而不旋转。

使光盘运动所需的功部分作为旋转动能储存在光盘。因此，旋转圆盘的动量具有一个线性力矩和一个角动量，线性力矩是其质量乘以速度的乘积，角动量是其转动惯量和绕给定轴的角速度的乘积。作为一个自由质量，作用在圆盘上的推进力改变了它的动量和转动惯量，与质量成正比，与质量距转轴距离的平方成正比。因此，一个绕着在水平面或垂直面上可自由移动的轴旋转的圆盘将继续运动，而一个不这样旋转的圆盘将停止继续运动。

这一原理的一个熟悉的例子是投掷铁饼。在这里，铁饼在一个基本上水平的平面上旋转，同时它在空间中以弧形路径运动。该原理的另一个例子是在玩具装置中发现的，在该玩具装置中，高速旋转被传递给其上具有叶片的圆盘，并且当圆盘达到 $s\text{-}uf\text{-}cu\text{-}nt$ 时；速度，从一个限制轴上释放出来，它将垂直上升到很高的位置。“速度”并将缓慢下降“只要在那里；-是一种-足够的-旋转运动，在构件中施加一个力，该力倾向于-延缓的速度。重力吸引下的下降。

在本发明的飞机中，我已经利用旋转圆盘的原理来提供飞机的垂直和水平运动，并且我相信，当应用于这里公开的结构时，前述理论。将导致具有比传统设计的飞机更高的工作 $effmci\text{-}ncies$ 的飞机，具有固定的刚性机翼，我已经通过在机翼的上表面和下表面上的间隔点提供叶片来增加该部件的升力和推进效果。光盘。-我-是的。能够引起这样的湍流。空气。创建一个圆锥形的扰动区，它有自己的涡流和最低压力点。飞机的重心。目前的缩进，因此能够有效地赋予飞机垂直升力。通过我在下表面提供活动叶片

旋转圆盘 1 能够控制飞机在期望的水平面上的运动。这种水平面与地球表面的距离是由旋转刚性圆盘顶面上的活动叶片的调整和赋予它的旋转速度决定的。

参照附图，飞机机身 10 设置有旋转盘 10，该旋转盘 10 将在下文中更全面地描述，并且在本发明的优选实施例中，该旋转盘 10 代替了传统飞机设计的机翼结构和空气螺旋桨或螺旋桨。机身 10 设置有垂直稳定器 2，其在中心线的上方和下方延伸基本相等的距离。机身 10 用于稳定飞机在水平面上的运动。水平稳定器 13 用于稳定飞机在垂直平面内的运动。

垂直稳定器 12 设置有可移动的方向舵部分(4)，其用于引导飞机在水平面内的运动。水平稳定器(3)设置有用于引导运动的可移动舵部分 15

飞机在垂直平面上的运动。

任何期望的传统结构的车身着陆轮(6)和前轮(7)分别安装在可伸缩着陆构件(13)和(9)上。这里所示的结构是一种传统的“三轮车”式起落架，虽然这是一种优选的结构，但是应该清楚地理解，可以使用任何合适类型的起落架。

机身 9 具有位于飞机重心前方的飞行员舱 20。安装旋转圆盘 11 的刚性支柱或支柱 21 的中心线 40 被安装成使得飞机的重心落在所述中心线上。刚性支柱或支柱 21 固定在飞机机身的结构框架上，通过旋转圆盘传递的 力 45 提升机身是通过所述刚性支柱或支柱 21 实现的。ro

旋转盘 11 通过任何合适类型的轴承结构 50 安装在刚性柱或支柱 21 上，用于旋转，并且被锁定，越

过对于它的垂直运动。因此，由旋转盘 11 施加的提升力被传递。通过刚性柱或支柱 21 到达机身 10 的结构框架。

转盘 11 由轴承构件 22 和 23 支撑，轴承构件 22 和 23 相对于支柱或支柱 21 以及相对于彼此同心地间隔开。轴承构件 22 和 23 可旋转地保持在轴承座圈 60、24 和 25 中，轴承座圈 60、24 和 25 形成在结构部分中

机身 10 靠近其顶部的位置。如果需要，任何合适类型的减摩轴承都可以与这些轴承构件结合使用，例如滚珠 65 或滚柱轴承，它们由任何合适的来源(未示出)提供润滑剂。

盘 11 的旋转可以通过任何期望的方式来实现，例如来自动力源的动力 70 的电、机械或液压传输。

这里示出的并且现在将具体描述的结构的首选形式是液压传动。在这种情况下，圆盘 11 的下表面带有多个 75° 弧形涡轮叶片 26，这些叶片安装在

东或东

5

同心座圈 27。圆盘 11 的运动由任何所需类型的发动机 28 产生的流体压力完成，并施加在涡轮叶片 26 上。发动机 28 优选为液冷式内燃机，其以驱动关系连接至压力泵 29，压力泵 29 从储存器中抽取液压流体

30。处于压力下的液压流体通过压力管线 31 被供应到涡轮叶片 26，该压力管线 31 被供应到同心集管 32，该同心集管 32 具有多个对称布置的喷口 33，该喷口 33 排放高压流体以与涡轮叶片 26 接触。用过的液压流体通过回流管线 34 从座圈 27 返回到储存器 30。

如前所述，旋转圆盘既作为垂直平面内运动的提升介质，又作为飞机在水平面内推进的空气螺旋。圆盘 11 设置有多个可移动的径向叶片 35，这些叶片对称地设置在其顶部，如图 1 中详细所示。如图 5 所示，每个可动叶片 35 由一个中空的管状轴 36 组成，该轴 36 通过轴颈安装在支承在板 2 上的轴承 37 中，以便旋转。中空翅片 35 固定在管状轴 36 上，并具有合适的内部加强框架构件 39。翅片 35 覆盖有合适的不透气覆盖物。中空翅片 35 被构造提供平坦的空气接合表面 40 和弯曲的空气箔表面 41。每个可移动径向叶片 35 可以相对于板 11 的顶面旋转大约 90 度的弧度。当旋转使得叶片 35 的中心线近似垂直于圆盘 11 的顶面平面时，圆盘和叶片将对飞机施加最大的提升效果。在该位置，当盘 11 旋转时，相对较大的表面与空气接触，并且在板 11 顶部的空气中形成湍流状态。在飞机被空运并达到飞行速度后，可移动叶片 35 可以被移动，使得叶片的中心线以小于 90 度的角度延伸到旋转盘 11 的顶面。

在图 5 中由中间虚线所示的这些位置，构件 35 的较少表面可用于与空气接触，并且所产生的提升效果小于完全提升时由构件施加的最大提升力。如果需要，构件 35 可以旋转，使得其中心线位于大致平行于盘 11 的顶面的平面内，如虚线位置所示。当在这个位置时，圆盘 11 和叶片 35 对飞机施加最小的升力效应。在该位置，对飞机在水平面上向前运动的阻力减小，并且圆盘 11 对空气的湍流效应最小。

叶片 35 相对于圆盘 11 的运动以改变由圆盘 11 施加的提升力，该运动由任何合适的装置驱动和控制，例如多个液压驱动缸 42，其中具有可移动的活塞，这些活塞承载在旋转圆盘 11 上。这些活塞中的每一个都与曲柄臂 43 连接，曲柄臂 43 可操作地与 L-L 所需的每个中空管状轴 1k 臂 43 连接

6

构件 35 相对于盘 11 的定位。

为了使飞机在水平面上向前运动，在圆盘 11 的下表面上提供了多个对称设置的向下延伸的活动叶片 44。这些叶片可以以类似于前面结合顶部可移动叶片 44 所述的方式来构造。

与每个叶片 44 相邻的是一个台阶件 45，它固定在圆盘 11 的下表面，当圆盘转动时，它用来初步阻挡或引导气流，使气流向下偏转

在它们被相邻可移动叶片构件 44 的平坦空气接合表面接触之前。每个叶片构件 44 从其如图 2 所示的打开悬垂位置移动到折叠位置，以便

20 限制其在机身 10 顶部的移动。当它穿过机身 1d 相对侧上的运动弧时，它被保持在折叠位置，从而用于驱动飞机向前的叶片 44 的运动

25 水平面只出现在机身的一侧。叶片 44 从它们的打开位置到它们的关闭位置的运动是通过安装在旋转圆盘 2 上的多个液压致动缸 45 来完成的。

30 每个气缸都设有可移动活塞，该活塞与连接到每个可移动叶片 44 的曲柄臂 47 连接，用于将活塞的线性运动转换成连接叶片 44 的旋转运动。

叶片 35 和叶片 44 运动的动力是由合适的液压动力回路提供，该液压动力回路是与前述液压回路分离的单元，并且安装成与旋转盘 11 以及叶片 35 和 44 一起作为一个单元旋转。该液压动力回路包括马达 50，马达 50 可以是任何合适的类型，马达 50 以驱动关系与液压泵 51 连接，液压泵 51 通过供应导管 52 与储存器 53 连接，液压流体从储存器 53 供应到所述液压泵 51。电源线 64 通向控制阀 55，控制阀 55 控制液压流体向活塞 46 的流动，并通向控制阀 56，控制阀 56 控制向液压缸 42 的液压流体供应。

从控制阀 55 和 58，合适的液压动力供应管线通向相应的气缸，并且布置成选择性地将压力下的流体排放到其中的可移动活塞的侧面，从而使其沿期望的方向移动。从这些液压缸中，提供了合适的液压管线 57，并用作将流体返回到储存器 53 的回流管线。

阀 55 和 56 最好由独立的控制凸轮件 60 和 61 分别控制，凸轮件 60 和 61 固定在立柱或支柱 21 的顶部。凸轮随动件 62 和 63 分别设置在阀 55 和 56 上。

并且当相对于凸轮 60 和 61 移动时操作阀 55 和 56。凸轮 60 最好是一个固定在立柱或支柱 21 上的轮廓凸轮，这样当圆盘 11 转动时，凸轮从动件 62 在凸轮 60 上移动

70 凸轮 60 的轮廓，并以规则的周期操作阀 55，以控制液压流体流向活塞，从而在盘 2 旋转的预定点升高和降低叶片 44。

凸轮 61 是可调节的凸轮，其可以

禁止转载

36, so that upon movement of the crank the shafts 36 are rotated as may be

根据需要进行调整，以改变 selective[^] Hee 开关 < fS ths vaive 56,。将阀保持在预定位置，以便将液压流体保持在期望的位置，从而使得翅片相对于旋转盘的外表面处于任何期望的操作位置。如果。

圆盘 I 的中央部分！设置有壳状覆盖物 64，该覆盖物 64 不仅封闭前述操作机构，而且作为盘 2 的中心部分的加强件，以抵消盘变得凹陷或凸出的趋势。在其中心部分；壳状构件 64 还用于将载荷均匀地传递到盘 II 的中心部分。

在。这几幅图，我用箭头示意性地指出了气流的方向——气流是由飞行中的飞机产生的；。如图 6 所示，圆盘 1 的旋转！以圆锥形扰动区的形式在圆盘 11 上方产生旋转湍流状态，其垂直轴位于飞机的重心，在所述圆锥形扰动区内形成一个压力减小的区域，t^{hie} 最大压差位于紧邻 t^{hn} 垂直轴的区域。因此，在螺旋线和箭头所示的螺旋路径中旋转的压力空气包围了一个压力减小的区域，该区域引起上升气流和向上气流进入该区域空气中这种状态的产生由于活动叶片 35s 的形状而加速，如图所示，活动叶片 35s 在邻近 t^{tre} 圆盘 11 的圆周处具有最大的表面积，但是向下朝向轮毂

盘 11 的部分 64 因此运动中的^{hie} 最大空气体积和面积是：邻近盘 11 的外圆周，并且该体积和面积在邻近壳部 64s 处减小，因此结合盘 i-1 的 t^{tie} 旋转的构件 35 的形状倾向于通过空气传播最大角度，

抓住圆盘的圆周。通过这种方式，t^{te} 紊流区 ii 的 t^{hie} 位置被明确地保持，使得其最大升力被施加在壳部分 64 上。由于数字 35j 的形状，飞机的重心、最大体积和因此最大重量的空气位于旋转机身的 t^{hm} 圆周附近。机身的悬挂由于重心突出，盘 11 的轴线抵消了由旋转产生的力。clis[^]c 的旋转，由于轮胎空气力在盘片 1 的圆周上的共同作用，这将导致轮毂部分 64 在向上的方向上被拉出对准状态！倾向于向下偏转，并在顶部附近产生减压区；轮毂 mim- htr 64 倾向于将盘的这一部分向上偏压，因此这种结构利用盘 11 的旋转产生的

力来抵消该力，否则该力会将部件 II 的一部分从它在构件 35 的移动点处移动最大的距离，该移动点位于

们在固定水

平设备中的

对准中拉出。[^]-2

旋转圆盘构件的正常特性

或非门

例如圆盘 11，将导致飞机的机身 10 围绕支柱或升降柱 21 摆动。为了抵消这种影响，我提供了一个垂直稳定器 12, 5，它在机身纵向中心线的上方和下方延伸相等的距离

10. 飞机在水平面上的方向是通过垂直稳定 mim- 的方向舵部分 14 的运动来实现的

10 比尔 12。

飞机在垂直平面内的运动由垂直稳定器 13 和与之相连的可移动方向舵部分 15 控制。

在操作中，当飞机处于如图 2 所示的着陆位置时，首先通过圆盘构件 11 的旋转使飞机基本上垂直上升，同时顶部翼片构件 35 处于其完全升起的位置。这在圆盘 11 上方的空气中产生了最大-20 μm 的湍流条件，并由此产生了如图 2 中向上箭头所示的上升气流，导致旋转圆盘 11 上的升力，导致飞机开始垂直上升。同时

如图 2 中水平延伸的箭头所示，处于图 2 所示的降低位置 ai 的可移动叶片 44 已经对空气施加了向前的推动作用。这导致飞机水平向前运动

30 水平飞机。飞机的最终运动是沿着一条倾斜的绒毛，它不一定与着陆表面成直角，而是一条介于水平绒毛和垂直绒毛之间的中间线；

因此，飞机的上升可能来自垂直升力和水平推力，这两种力都是由圆盘 2 的旋转产生的。如果需要，可以采取将可移动叶片 44 保持在其完全缩回的位置，用于盘 2 的整个旋转。在这种情况下，飞机的上升基本上是在一条垂直延伸的线上。在任何一种情况下，aicnft ii 的角度都比使用刚性机翼和旋转空气螺旋桨或螺旋桨来提升和推进飞机的传统飞机要陡得多。提升力和上升或下降的角度部分由

50 水平 1x1111111 方向舵部分！5，可根据需要调整以增大或减小飞机的上升或下降角度。

如果安装，传统类型的螺旋桨或

55° 空气螺杆可与旋转圆盘构件 11 结合使用，在这种情况下，圆盘构件 11 将为飞机提供升力，而空气螺杆将为飞机提供水平推进。在这种情况下，可移动叶片 44 将从其中消除。

应当理解，在机身 10、65 的水平中心线上方和下方延伸的水平稳定构件 12 可以与..其他类型的飞机，需要抵消飞机在重力作用下的振动。如果需要，该稳定构件 12 可以是仅在保险丝 10 的边缘 70 上方的 1x1111。

可以采用任何期望的方式来确保圆盘 2 的旋转。所公开的这种液压结构具有提供基本上均匀的驱动力分布的理想优点

9 圆盘 ii 的平衡旋转。通

过这种结构，圆盘一侧叶片上的动力推力被另一侧叶片上相等的动力推力抵消。应当理解，可以使用任何期望数量的 5 个动力喷嘴，以便向旋转盘 11 提供均匀和稳定的动力流。

虽然我不希望受限于体现本发明的装置 10 的任何尺寸或操作特性，但我相信理想的组合是直径大约 30 英尺的圆盘，其将以大约 30 转/分的速度旋转。由于这种旋转圆盘 11 的大圆周，以这种相对较慢的速度移动圆盘对空气的影响与以较高速度移动较小体积的空气所获得的提升效果相当。■

体现本发明 20 的飞机是这样的，机身部分 10 可以布置成符合最有效的气流形式，从而将对水平运动的阻力减小到最小。这也允许最有效地利用机身的内部 25，以确保机身及其内容物的重量相对于旋转盘轴线的重心均匀分布。

我声称：

30

1. 一种飞机升降和推进装置，包括一个动力驱动的旋转盘，该旋转盘适于固定在飞机机身上，其轴线位于穿过飞机重心的线上，并具有一个凸形的中心毂部分，多个径向设置的叶片，这些叶片可枢转地安装在所述旋转盘的顶面上，用于围绕它们的纵向轴线运动，所述叶片从中心毂部分向外延伸。所述圆盘的所述凸起中心毂部分的周边 40 到所述圆盘的周边附近的点；动力驱动装置，用于使所述叶片围绕它们的纵轴移动，以控制在所述圆盘旋转时与空气接触的⁴⁶面量；以及动力装置，用于旋转所述圆盘。

2. 飞机推进装置包括一个适于固定在飞机身上的动力驱动旋转盘，其轴线位于穿过所述飞机重心的线上，一个固定⁴⁶所述盘上的凸形中心轮毂壳体，多个可径向移动的叶片，这些叶片可枢转地安装在顶部表面上

号码名称日期

1,254,496 Goldsworthy Jan. 22, 1918
1,295,571 Neiswander FFe. . 2, ,1919
1,974,738 Cierva Sept. 25,1934
2,303,695 Johnson Dec. 111942
2, 340, 427 推杆——1944 年 2 月 1 日

10

以及手动控制的动力致动装置，用于实现和控制所述径向设置的叶片相对于所述旋转盘的顶面的枢转运动，以改变其有效的空气接触表面。

3. 飞行器推进装置，包括适于固定到飞行器机身上的旋转盘，其轴线位于穿过飞行器重心的线上，固定到所述盘上的凸形中心壳体，由所述盘承载的用于控制其旋转产生的力以实现运动的装置。所述装置包括多个径向设置的可移动叶片，这些叶片可枢转地安装在所述圆盘的顶面上，并从所述凸形壳体的周边延伸到邻近所述圆盘圆周的点，用于相对于所述圆盘的表面移动所述叶片以改变其有效空气接触表面的液压致动装置，用于旋转所述盘的装置包括：液压动力传输系统，其被构造和布置成将力传输到所述盘以实现其旋转；在所述盘的下侧上的多个径向延伸的台阶；可延伸和可缩回的叶片，其固定在所述盘的下侧上，邻近每个所述台阶；以及液压致动装置，其用于相对于所述盘的旋转定时地延伸和缩回所述最后指定的叶片。

CLARENCE D. LENNON。

REFERENCES INDEPED

下列参考文献记录在本专利文件中：

美国专利

外国专利

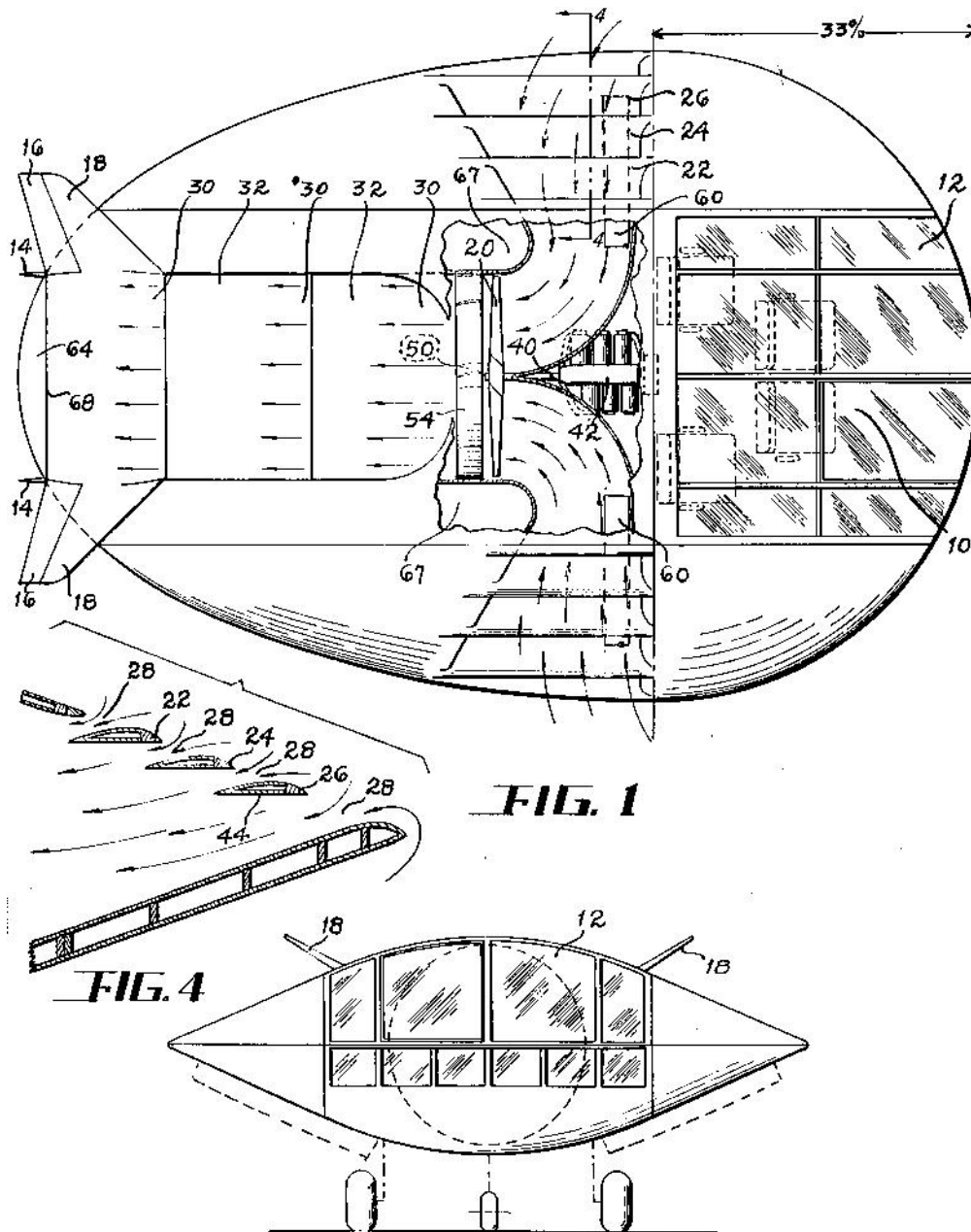
编号国家日期
362, 683 法国 Apr. 1, , 1066
489, 293 大不列颠 1938 年 7 月 22 日

1952 年 11 月 25 日

低展弦比飞机

8 月 25 日提交。1948

3 页-第 1 页



INVENTOR.

阿尔弗雷德·洛丁

BY

Dybvig & Dybvig

HIS 律师

禁止转载

1952 年 11 月 25 日

低纵横比 比率飞机

8 月 25 日提交 1948

3 Sheets-Sheet 2

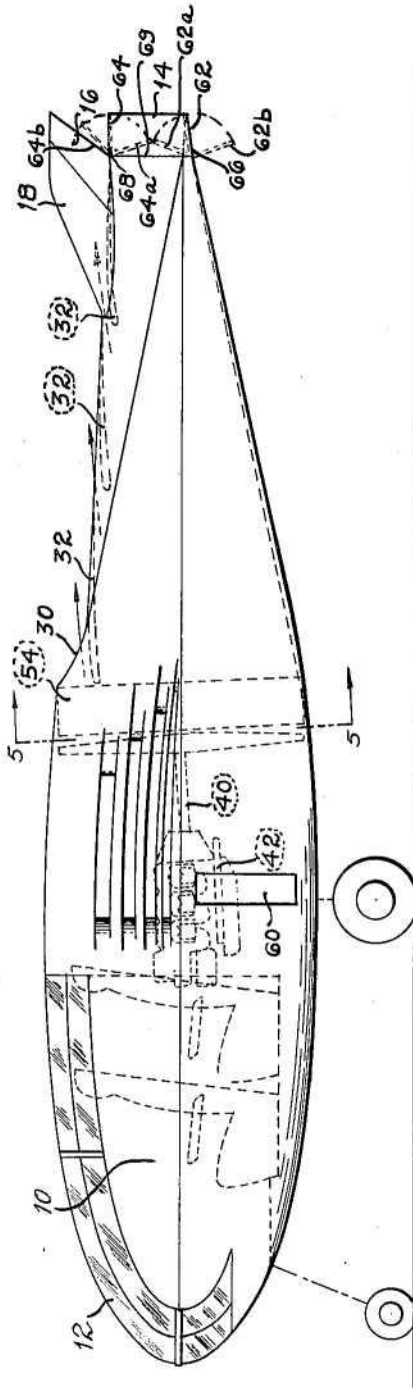


FIG. 3

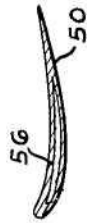


FIG. 6

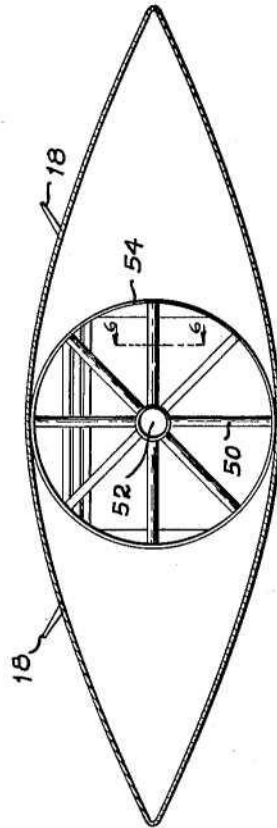


FIG. 5

INVENTOR.
Alfred L. Q. de ...
BY *Dyboig & Dyboig*
HIS ATTORNEYS

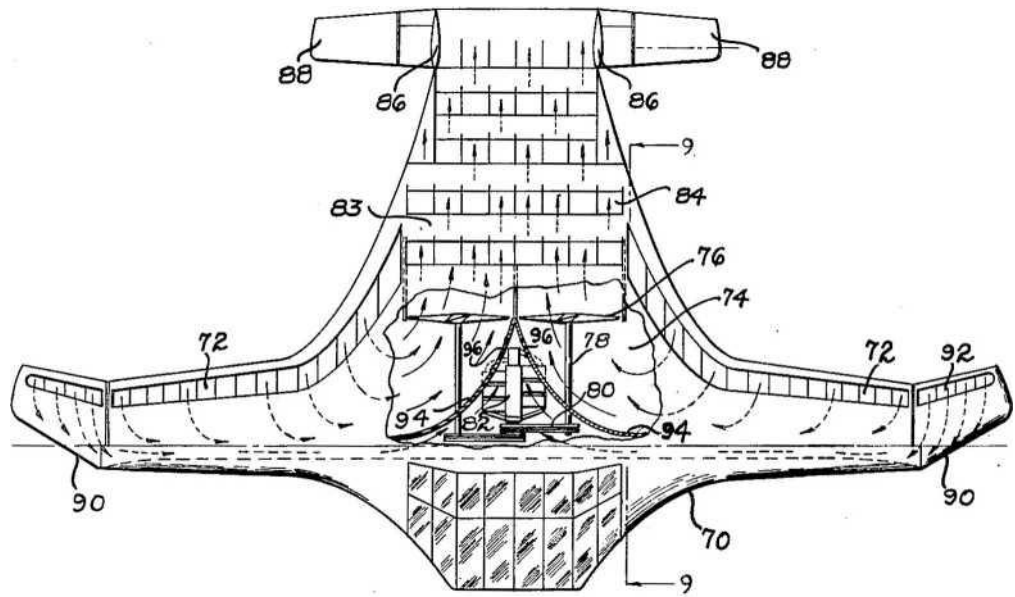
QQ475725346

1952 年 11 月 25 日

禁止转载

1952 年 11 月 25 日

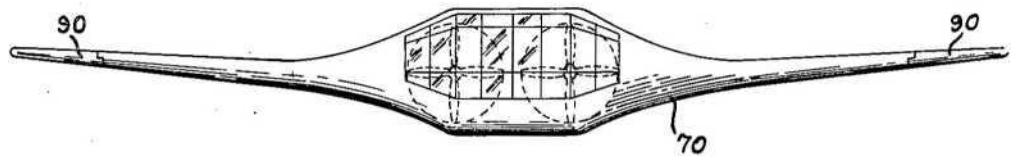
低展弦比飞机



8 月提交..25, 1948

3 页-第 3 页

Gl, 7



J/G. 8

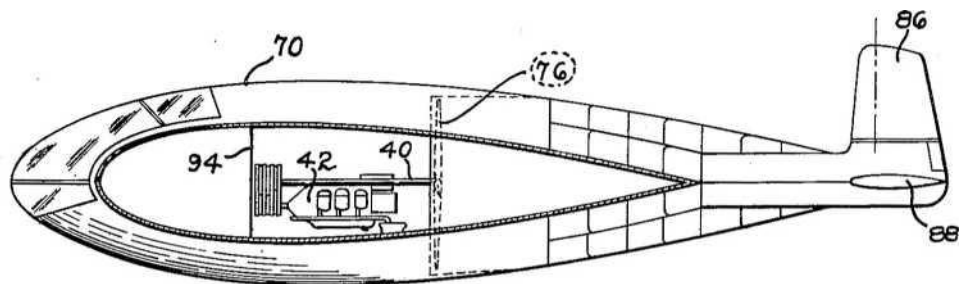


FIG. 9

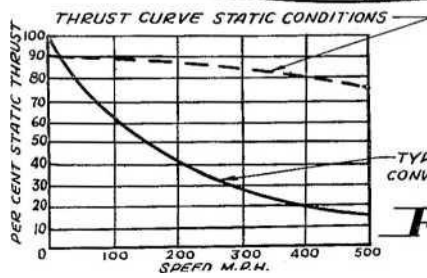


FIG. 10

INVENTOR.
ALFRED C. LOEDDING
Sybray & Sybray
HIS ATTORNEYS

1952 年 11 月 25 日

QQ475725346

禁止转载

1952 年 11 月 25 日获得专利 2, 619, 302

美国专利局

2619302

低展弦比飞机

俄亥俄州代顿市阿尔弗雷德·勒丁

申请 1948 年 8 月 25 日，序号 45, 99, 2

3 索赔。(Cl. 244-15)

12

本发明涉及一种飞行器，更具体地说，涉及通过排气口排出的空气。一种具有低展弦比的飞行器。本发明的另一个目的是提供一种推进方式，其在螺旋桨和喷气推进类型的常规飞机中，通中边界层空气被横向吸入飞机，并沿平行于飞行方向提供两个或多个横向延伸的良好限定的机翼，向的方向被排到后面。空气在受到螺旋桨作用时产形成具有相对高的展弦比的飞机的一部分。如生湍流和旋转运动，通常称为滑流，该流随后被去本领域技术人员所熟知的，在现在使用的传统除，从而使空气通过排气口和飞机上表面上的百叶飞机中，螺旋桨的推力从静止的飞机静止状态窗排出，沿平行于飞行方向的基本直线路径行进。非常迅速地降低到飞机高速飞行的状态。换句本发明的另一个目的是提供话说，螺旋桨的推力随着飞机速度的增加而降中空的翼型或百叶窗，用于推进飞机的空气在低。此外，翼型在穿过空气时，在翼型的上尾流向螺旋桨的同时也从螺旋桨流过，穿过翼型的通部附近产生了众所周知的相对停滞空气的边界道用作传热元件。层，这种停滞空气具有有害的空气动力学效应。本发明的另一个目的是提供一种具有足够强已经提出了各种方法来克服这个令人不快的特度和刚度的飞机；出色的可见度；结构简单；宽敞；征。例如，在 1934 年 11 月 6 日授予琼斯的第 1, 载荷在 25° 展向的无限制分布；突起最少(即没有 980, 140 号专利中，示出了延伸穿过机翼的用机身、短舱、机翼油箱等)；低机翼载荷:可获得的作空气通道的狭槽。已经提出了其它方法来消高升力；积极控制，以保持几乎任何飞行姿态，特除这种停滞空气或边界层的积累。别是在非常低的速度和 30 非常高的高度;低百分比我的发明的一个目的是提供一种低展弦比厚度的翼型部分，以满足高速要求，并仍然提供足飞机，它具有很好的稳定性和高升力特性，可够的深度，所有组件的完整外壳，因为事实上，长以有效地用于垂直或接近垂直起飞和快速爬升,度大于跨度；有效利用边界层清除和获得飞机排出的自由空气的所谓流动控制的机械问题的实际解决同时适用于高速推进。的方案:以及相对于翼展较大平均空气动力弦长，以获本发明的另一个目的是提供一种飞机，其可方案:以及相对于翼展较大平均空气动力弦长，以获以被称为飞翼型飞机，其中机翼和壳体部分配得较大的雷诺数和 40，从而获得较大的尺度效应，合形成连续的逐渐弯曲的周边。特别是对于小型飞机。本发明的另一个目的是提供一种装在飞机本发明的另一个目的是利用整个主发电厂以内的螺旋桨，即使飞机在空中高速飞行，该螺及相对较大的风扇盘面积来产生边界层去除和自由旋桨也具有模拟静态条件的特性。气流控制。本发明的另一个目的是提供一种推进模式，本发明的另一个目的是提供吸力,用于去除翼其中螺旋桨安装在飞机内，横向吸入空气，尖部分的边界层空气,以及利用翼尖涡流 50 的流动而产生垂直于飞行方向的合成的较低的阻力分来模拟静态推力条件，除了防止其正常的不利空气而产生垂直于飞行方向的合成的较低的阻力分来模拟静态推力条件，除了防止其正常的不利空气量，这些阻力分量彼此相等且相反，从而相互动力学效应之外，还通过吸力和翼尖涡流或展向流部分消耗的共同作用来大大减小阻力，这导致自抵消，螺旋桨实际上在比气出口口的横截面积由空气在 55° 内流动。以受控的方式从顶端通过入大得多的面积上推进空气，从而允许螺旋桨以口百叶窗向中心移动

比速度 f1 或 F2 更接近螺旋桨的速度推进空气

3 向后,这实际上将百叶窗部分的升力分量转向中心,这将在飞机上产生翼展然后方向的压缩载荷,而不是前后阻力。

其他目的和优点在于部件的构造、它们的组合和操作模式,这将从下面的描述中变得更加明显。

在附图中,图1是低展弦比飞机的优选实施例的俯视图。

图2是图1所示飞机的前视图。

图3是其侧视图。

图4是基本上沿图1的线4-4截取的局部剖视图。

图5是基本上沿图3的线5-5截取的横向剖视图。

图6是空气20矫直机的横截面图,基本上沿图5的线f-5截取。

图7是修改的俯视图。

图8是图7所示飞机的前视图。

图9是基本上沿图7的线9-9截取的横截面图。

图10是传统螺旋桨的推力损失与螺旋桨作为泵模拟静态条件时的理论推力曲线的对比示意图。

多年来,许多航空科学家已经认识到并赞赏由于边界层去除而导致的某些空气动力学改进。它的充分利用主要是一个机械问题,在我发明之前,这个问题一直没有实际的解决办法。在我的发明中,所有一次能源都用于去除边界层和提供适当的外部流动控制。布置40使得质量流量足够大,以提供至少所有亚音速飞行条件所需的推进。提供了一种理想的结构,从外部和内部气流的角度来看,这种结构可以有效地使用它。可用的总马力可以用来产生高展弦比效果。根据经验,在没有精确理论的情况下,推力是单位空气质量流量和速度的乘积,因而是用于这种控制和效果的气流能量的直接量度,可以用来代替众所周知的诱导阻力公式中的展弦比因子

$$C_d \propto C_s / A$$

在哪里

C_d 代表通常的无量纲诱导阻力系数;
 C_L 代表通常的无量纲升力系数; α 代表长宽比,即跨度的平方除以面积。

如果 α 作为推力按螺旋桨或扇盘面积和机翼面积按实际试验确定的常数(C)进行调整,这种经验替代可能被证明是有效的。该公式现在为:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi K} X C$$

在哪

7K = 最后进近和起飞区面积乘以推力'除以机翼面积。

$\frac{1}{K}$
=机翼面积(平方制成)除以风扇盘面积(sq.制成)x thrust(磅。)在给定的飞行条件下。

例如,假设机翼面积为300平方英尺。制成螺旋桨的圆盘面积为20平方。制成最大推力为600磅。在特定的飞行条件下。

$$-20j-Q0=40(\text{单位})$$

因此,如果 $C=1$,长宽比因子 A 将从0.85变为40'预计 C 将具有从.3到1的实用价值。因此,这种低展弦比的布局与目前的远程型常规飞机相比, C 值仅为0.3是有利的。效果将是惊人的,结果是,通过使用足够的功率和良好的风道系统和风扇或鼓风机设计,飞机性能比最好的常规飞机好几倍。

在优选实施例中公开的飞机基本上是椭圆形的;从而具有极低的展弦比,同时具有很好的稳定性和机动性。代替现在普遍使用的外部定位的螺旋桨,螺旋桨位于飞机内,并且布置成使得由叶尖涡流效应引起的边界层和展向流被横向吸入,然后由风扇或鼓风机或螺旋桨向后推动,变直并通过位于飞机后部上部和后部的合适开口排出。

如图1所示,优选实施例的水平外轮廓基本上是椭圆形的。此外,如图3所示,从侧面看,外周外观基本上是泪珠形的。这种布置消除了传统机身或机舱的使用,因为如图1和3所示,飞行员座椅等位于飞机主体的前部10。如图12所示,外表面的合适部分可以设有半透明覆盖物,以提供必要的可视性。

一对方向舵14用于操纵飞机,特别是在低速和跨音速范围。入射角以及方向由连接到稳定器18的升降副翼16控制。参考图2和图5可以最好地看出,稳定器18与主体的相邻部分形成二面角,从而给予飞机足够的文字稳定性。

在传统的螺旋桨中,推力随着飞机速度的增加而迅速减小。例如,使用100%的静态推力,每小时500英里的推力大约为15%,如图10所示的实线曲线所示。如果螺旋桨可以在模拟静态条件下工作,推力曲线可能会模拟图10中的虚线。

此外,在常规飞机中,边界层的分离会产生阻力,这当然是令人讨厌的。

在本文公开的装置中,螺旋桨20安装在空气的外表面内



5

飞机。多个百叶窗 22、24 和 26 协作以在飞机侧面形成开口 28，使得螺旋桨 20 抽出边界层空气以及从尖端横向流动的空气，并利用这些空气推进飞机。此外，螺旋桨附近的空气速度小于通过开口 28 的空气速度，并且小于通过开口 30 排出或推动的空气速度，所述开口 30 位于紧靠尾部前方和上方的百叶窗 32 附近。众所周知，在可压缩性影响较小的较低速度水平下，螺旋桨效率更高。当接近众所周知的马赫数 $1 < M = 1.0$ ，速度或局部流速与声速之比时，压缩性的影响变得非常严重。冲击波是明显的，阻力以异常高的速度增加。当座位水平的局部速度约为每小时 520 英里时， M 仅为 0.7，可压缩性才刚刚开始得到证明。

螺旋桨 20 安装在传动轴 40 上，传动轴 40 由安装在飞机内的任何合适类型的发动机 42 驱动。可以有效地使用液冷式发动机 42。如图 4 所示，用于冷却发动机的液体冷却剂可以通过百叶窗 26 中的导管 44 循环。因此，百叶窗 23 可以用作冷却剂的散热器。这些百叶窗中的一些可以用作机油散热器。通过将发动机或动力飞机完全安装在飞机内，从而获得了应对极低温度操作的实用解决方案，例如在北极地区或极高海拔地区。此外，预热用于汽化的空气是一件相对容易的事情。

当使用单个螺旋桨，向一个方向旋转时，被推动的空气产生涡流，即扭曲效应。对于本文公开的飞机的正常飞行来说，这是不希望有的空气运动。在这种情况下，安装在轮毂 52 和轮缘 54 之间的多个矫直叶片 50 位于螺旋桨 20 附近。叶片 50 优选是中空的，以便形成可用作热交换器的导管 53，用于冷却剂或曲轴箱油。由于排气通道的锥形轮廓，空气从螺旋桨穿过矫直器时，速度增加。空气从百叶窗 32 之间逸出，从而以类似于喷气推进的方式推进飞机。采用反向旋转双螺旋桨的布置可以完全消除对叶片 50 的需要。

在发动机熄火的情况下，可以打开合适的活板门 30。然后，这些门可以打开，如图 2 中的虚线所示，下降，这样，如果发动机熄火，由下表面和上表面之间的自然压差，空气可以涌入。这些门还将作为空气制动器来增加阻力，从而降低飞机速度，实现缓慢、安全的着陆。这些门显示为沿基本垂直于飞机纵轴的方向延伸。这些门可以相对于飞机的纵向轴线成对角或成角度地设置，从而有助于空气的控制

6

飞机的顶部可以由多孔材料制成。上翼面和下翼面的部分可以是多孔的，以允许空气结合所示的开口或不结合所示的开口进入内部。多孔材料的选择应能保持表面的连续性和平滑性。此外，这些多孔区域的选择应确保不会干扰飞机中气压变化不良区域的内部和外部气压。同时，多孔区域应对进入管道系统的空气提供最小阻力，以保持螺旋桨的高推力。

10 无论是在飞行中还是在着陆或悬停时，飞机都可以由配平和推力控制构件 32 和 64 控制，该构件 32 和 64 分别沿着线 33 和 38 枢转到尾部的主体。这些配平和推力构件 32 和 34 对着一个开口 39，
15 该开口在飞机尾部的后端形成一个相当大的开口。这个大开口用作由螺旋桨推动的空气的排气通道。通过致动构件 32 和 34 进入点划线位置 $G2 < a$ 和 $34a$ ，通过开口 39 的空气流被极大地限制。这个。改变由排出空气的螺旋桨产生的有效推力的角度。
20 它还通过迫使空气通过开口 30 排出来为可能的悬停产生最大的升力。此外，通过突然将表面从限制位置调整到实线位置 32 和 64，也就是说，调整到它们的中间位置，而不增加发动机速度，也可以立即产生高推力。通过将推力控制构件驱动到位置
25 $32b$ 和 $34b$ ，这些配平和推力控制构件起到阻力元件的作用。此外，这些构件可用于通过将一个或另一个调整到水平面之外来控制入射角。

30 从飞机前部测量，这种类型飞机的载荷或货物最好在 33% 点之前运载。33 % 点后方的所有东西，或基本上如此，都被用作动力装置、螺旋桨或风扇装置和空气通道的空间，从而确保足够的空气流过飞机。从顶部或从底部向上看，该结构基本上是椭圆形或泪珠形。飞机的侧面也是通常所说的椭圆形轮廓或泪珠形轮廓。
35 飞机的推进可以通过使用涡轮喷气发动机来完成或借助于涡轮喷气发动机来完成，涡轮喷气发动机可以位于空气通道导管或通道的任一侧的空间
40 67 中。通过将涡轮喷气发动机(未示出)定位在该空间中，可以加速空气的流动，并且还可以促进邻近该空间的相当陡峭的拐角周围的空气流动。

这些涡轮喷气发动机既可以作为唯一的动力源，也可以作为辅助动力源。如果用作辅助动力源，在紧急情况下，它们可以用作唯一的动力源，或者用于增强内燃机的超性能。如果是涡轮喷气飞机；发动机被用作唯一的动力来源和唯一的动力来源，42 号发动机将被淘汰；但不一定是螺旋桨

55

60

0.5

70



20 和直尺 54。这些部分可以保留。涡轮喷气发动机的废气优选通过通道的中心导出。

边界层空气的去除和封闭式发电厂适用于普遍使用。

图 7、8 和 9 中公开的改型公开了一种机翼型飞机 70，其外形类似于 1938 年 5 月 24 日获得专利的我的专利第 2118254 号中公开的飞机。翼的主体部分沿顶部后边缘设有狭槽或开口 72，与一对空气通道 74 连通，每个翼中有一个空气通道。一对螺旋桨 76 安装在飞机内和轴 78 上，由电机 82 通过三角带 80 驱动，用于通过开口吸入空气；并且通过位于朝向飞机主体的后表面和上表面的开口 84 排出合适的百叶窗 33 或 20 之间的空气。从飞机后部排出的空气在一对方向舵 86 和升降舵 88 附近流出。在我的第 2, 118, 254 号专利中描述的控制构件 90 形成翼尖。这些控制构件 90 设置有位于其后上表面的开口 92。空气通过分隔构件 94 前面的开口 92 吸入。因此，空气被供应到马达 82 以冷却马达 82。分隔构件 94 的弯曲部分中的合适的通风口或开口 96 使得通过开口 92 吸入的空气通过飞机后部的孔 35 排出。这里公开的这种布置消除了边界层空气，螺旋桨工作。以便产生高推力。通过利用由合适的齿轮机构驱动的两螺旋桨，使其以相反的方向旋转，一个螺旋桨产生的涡流产生的扭矩被另一个螺旋桨产生的涡流产生的扭矩抵消或平衡。

45

优选实施例中 33%线前的飞机空间和改型中公开的隔板 94 前的飞机主体空间均可用作承载空间。在 50' 的优选实施例中，在不增加飞机总高度超过最佳效率的情况下，大空间可用于装载。在图 7、8 和 9 公开的修改中，可以有双隔板，一个用于将翼状延伸部分分成两个通道，后通道用于通过开口 72 吸入的空气流，前通道用于通过开口 92 的空气流 60。第二隔板可以在引导通道前面延伸穿过飞机机身状部分的主体，以防止货物阻碍用于冷却发动机的空气流。

尽管已经描述了该装置的优选实施例，但是应当理解，在本发明的范围内，可以在形式、细节、部件的比例和布置、它们的组合以及操作模式方面进行各种改变，这些通常由能够实现所阐述的目的的装置构成。如所附权利要求中公开和定义的。/?

-75

这样描述了我的发明，我声称：

1. 在一种小展弦比飞机中，具有基本连续曲率的外表面与螺旋桨装置的组合，该外表面设置有用于去除边界层空气的横向设置的开口，并在后部设置有开口，所述飞机具有从横向开口延伸到后部开口的空气通道，该螺旋桨装置安装在飞机内，用于通过横向开口吸入空气并通过后部开口排出空气，从而推进飞机，以及为飞机下侧的辅助进气口提供关闭装置的门，所述门适于向下降落以提供阻力元件，用于突然使飞机减速，并用于通过空气通道提供足够的气流以保持控制，从而实现缓慢的安全着陆。

2. 在飞机上有：终止于一对横向布置的翼状延伸部的弯曲表面，所述翼状延伸部在其后上表面设有开口，穿过翼状延伸部的隔板形成一对空气通道中的每一个的一部分，所述通道与翼状延伸部的上表面中的开口连通，并终止于与飞机主体的后上表面中的开口连通的公共通道，从所述翼状延伸部向外延伸的控制尖端，在控制尖端的上后表面中的开口，所述开口与翼状延伸部中的第一次提到的通道连通，位于隔板前面的发动机，以及由位于隔板后面的发动机驱动的装置，用于去除覆盖在翼状延伸部的后表面上的边界层空气，并通过飞机的上后表面中的开口排出这些空气，以产生用于推进飞机的推力，所述隔板具有通风口；以便通过翼状延伸部中的引导通道吸入覆盖在控制尖端后部的空气来冷却发动机。

3. 在具有终止于一对横向布置的翼状延伸部的弯曲表面的飞机中，所述翼状延伸部在其后上表面设有开口，穿过翼状延伸部的隔板形成一对空气通道中的每一个的一部分，所述通道与翼状延伸部的上表面中的开口连通，并终止于与飞机主体的后上表面中的开口连通的公共通道，从所述翼状延伸部向外延伸的控制尖端，控制尖端的上后表面中的开口，所述开口连通；首先提到的通道在翼状延伸部中，发动机位于隔板的前面，一对螺旋桨位于隔板的后面并由发动机驱动，所述螺旋桨去除覆盖在翼状延伸部后表面上的边界层空气，并通过飞机上后表面中的开口排出这些空气，以产生用于推进飞机的推力，所述隔板在发动机附近具有通风口，以便通过翼状延伸部中的引导通道吸入覆盖控制尖端后部的空气，从而冷却发动机。

ALFRED C. LOEDDING.

(下页参考)

东或东

参考			引用		数字
下列参考文献记录在					2, 985, 595
本专利的文件:					2 917 215
美国			专利 s		2425929
数字	姓名	日期			2495825
1 588 247	里昂	1126 年 6 月 8 日			2 491 219
1 821 616	跟踪狂	1191 年 10 月 27 日			2 551 815
1122167	莱雷-。	1199 年 8 月 15 日			
2 556 855	Gwinn	1195 年 7 月 2 日 15			
2 541 712	Stalkee	1196 年 5 月 26 日	数字		
2118254	爱情	1998 年 5 月 24 日			417, 518
2176154	杰克逊	1191 年 10 月 24 日			512, 564
2211294		145 年 10 月 22 日			547, 581
2 945 916	麦道。	1144 年 2 月 1 日 19			914, 245
2 972 951	跟踪狂-	1145 年 3 月 27 日			

姓名	日期
麦克德维特	1145 年 7 月 91
跟踪狂-----	日
Favlecka 等人	1146 年 3 月 26
Meyer 等人。—	日。1346 年 10
。莱特福特	月 15 日
“齐默曼	1847 年 5 月 19
跟踪狂	日
外国专利	1047 年 11 月 11
	日。1147 年 11
国家	月 18 日 1550 年
英国-----	5 月 30 日, 193
英国	1191 年 8 月 29
法国 I	日
德国	1122 年 9 月 27
	日
	11 月 22 日, 27

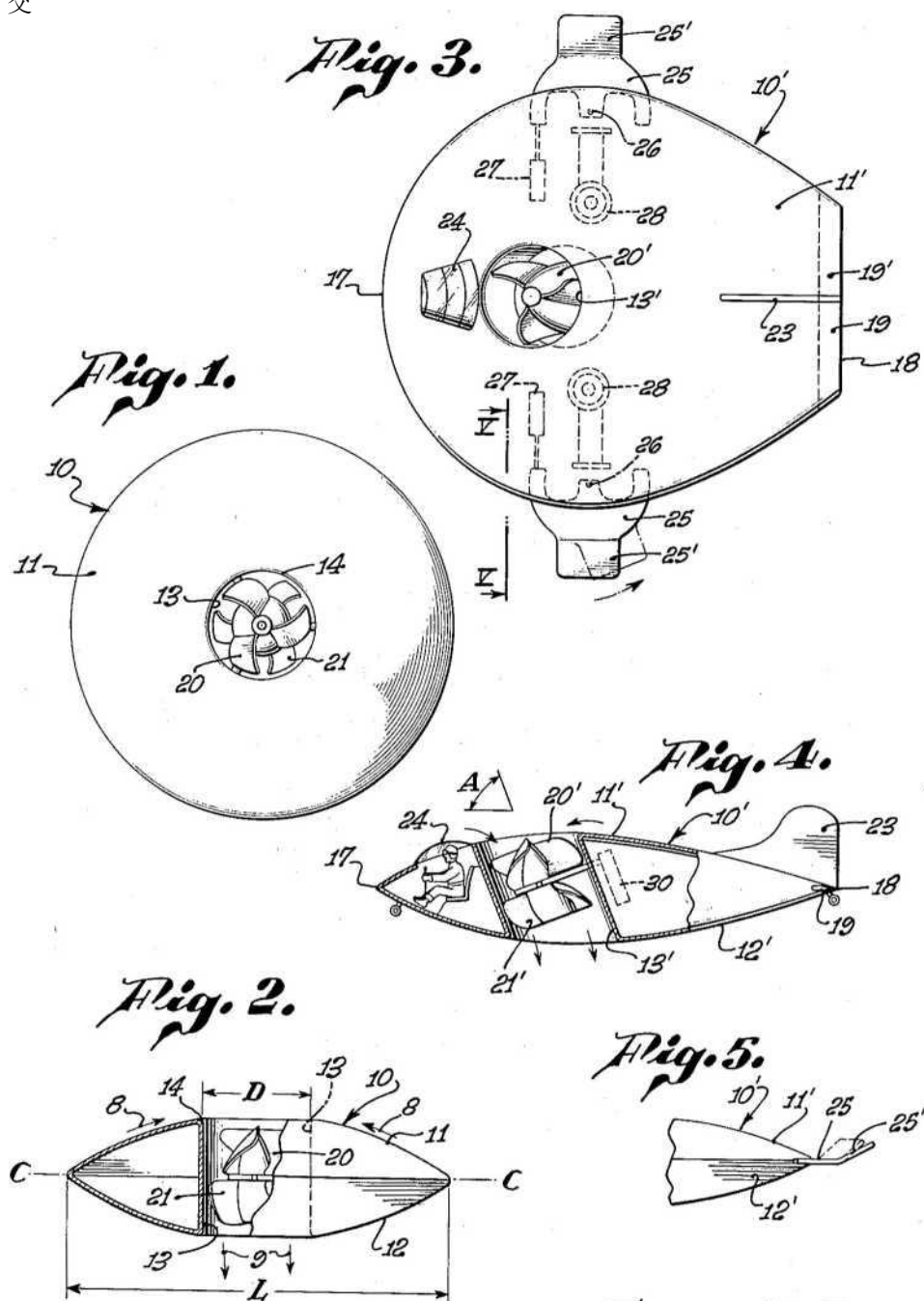
1956年1月10日E. R. DOAK

叶轮推进气动体

2730311

于1950年7月1日提交

2页-第1页



EDMOND R. DOAK,
INVENTOR.

BY *C. E. Heilich*

一个
7-T-oqwEY。

QQ475725346
禁止转载

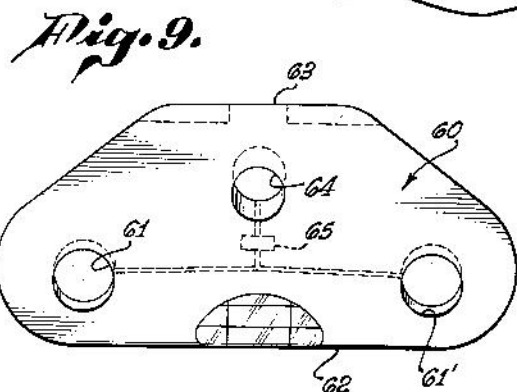
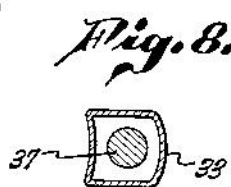
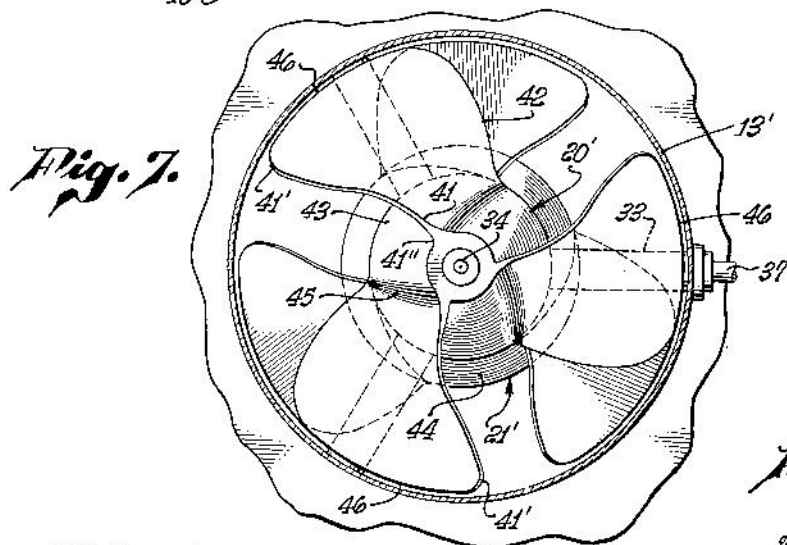
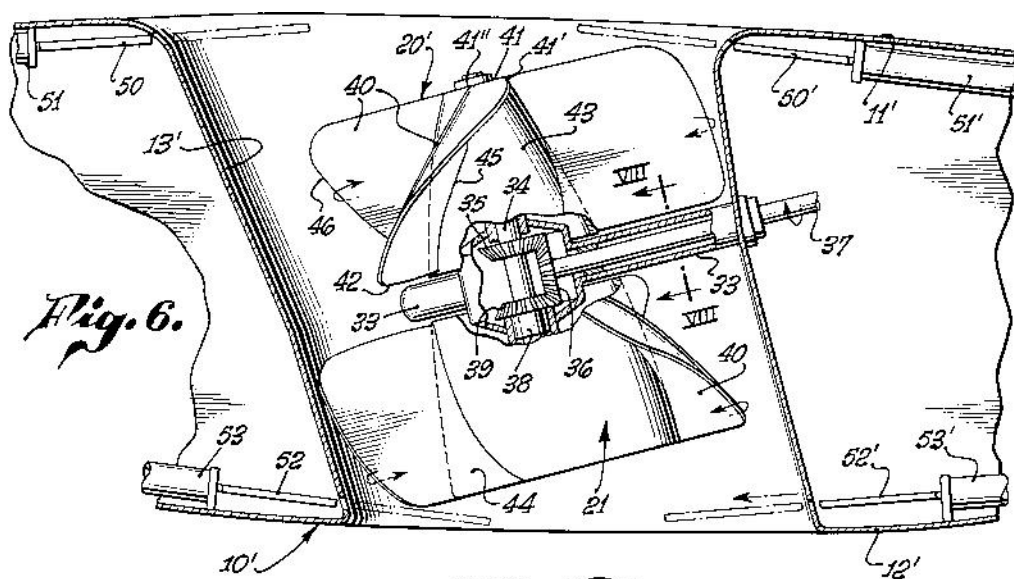
1956年1月10
日

E.R. DOAK
叶轮推进气动体

2730311

于1950年7月1日提交

2页-第2页



EDMOND R. DOAK,
INVENTOR.

BY *C. C. Kuehner*
ATTORNEY.

QQ475725346
ONE OR ET

本发明涉及用于航空推进的装置，尤其涉及空气动力单元，该空气动力单元可以单独使用或组合使用在具有新颖特征的飞行器的构造中。本发明涉及一种装置和方法，通过该装置和方法可以建造紧凑的、高机动性的飞机，这种飞机的特征在于没有普通的螺旋桨或螺旋桨。本发明还涉及空气动力单元和部件，由此通过空气在翼型上的通过可以产生高升力，这种空气还被转换成推力射流，该推力射流被适当地引导和控制，从而赋予升力和向前的速度分量。

由于空气动力单元导致飞机具有相对低的着陆速度，并且能够以基本垂直的方式上升，所以本发明的空气动力单元可以与直升机相比较。由于现代直升机的最大升阻比在 5 到 8 之间变化，并且还知道超过 10，而飞机的升阻比可能在 12 到 22 的数量级，所以现有的直升机不能与它们的飞机对手相比。然而，在许多情况下，希望飞机能够基本上垂直上升和下降。

以前的直升机设计(这个术语包括所谓的旋翼机和自动旋翼机)受到许多机械和物理问题的困扰。以允许叶片在拍动平面内有一定的运动自由度的方式铰接叶片的必要性，以及提供允许转子叶片围绕基本垂直的轴线进行一些运动的垂直铰链或铰接，已经引起了许多机械问题。旋转过程中叶片向上运动产生的科里奥利效应会引起破坏性的振动，因此必须采取必要的措施，以使叶片围绕垂直铰链的摆动最小化，增加叶片在旋转平面中的固有频率，使直升机在旋翼起动或停止期间的剧烈摇摆以及其他危险的共振条件最小化。此外，不能使用大直径直升机叶片，叶尖速度必须保持在合理的范围内。

本发明消除了现代直升机遇到的所有困难，并且允许在不使用旋翼桨叶的情况下制造具有直升机悬停特性的飞机，这种机械结构是直升机的特征，并且没有现代直升机的机械和物理限制。总的来说，本发明的空气动力单元包括具有翼型属性的主体，因为它具有大致凸起的上表面和大致凸起的下表面，所述表面至少部分会合以形成进入边缘和后缘。这样的翼型特征体。具有禁止转载延伸的 pbrts

从上表面穿过主体并在下表面排出，从而形成设有实际上无孔的壁的通道，并且优选地向下和向后倾斜，与穿过主体的进入边缘和后缘的平面成大约 30° 和 85° 之间的 5° 角。这样的通道与身体的上表面是汇合的、平滑的、过渡的关系，从而允许空气在这样的上表面上平滑流动并进入通道 10。位于该通道中的是用于引导空气流过相邻凸面并进入该通道的装置，该装置优选包括用于压缩空气并以高速和恒定压力将空气作为射流排出的装置或装置，该射流与连接进入边缘和后缘的平面成所需角度。用于诱导空气流动并产生通过每个通道的高速流体流的装置优选地包括新颖设计的叶片元件，所述混合元件优选地包括以相反方向和可控速度旋转的相邻部分，从而控制旋转扭矩并允许这种推力产生元件至少部分地用作控制飞行方向的装置。本发明还提供了星形轮和其他控制元件，由此可以调节和控制滚动、转弯和俯仰。

因此，本发明的一个目的是公开和提供新型空气动力单元。

本发明的另一个目的是公开和提供一种空气动力单元，该空气动力单元包括叶轮和垂直反作用发生器，该叶轮和垂直反作用发生器整体定位在延伸穿过翼型结构的通道内。

本发明的又一个目的是公开并提供一种空气动力装置，该装置包括克服上下表面之间的法向压差并产生足够的升力以允许垂直飞行而不需要向前运动的装置，当需要时，该装置或翼型体能够滑翔飞行。

再次，本发明的一个目的是公开和提供改进的推力产生装置，该装置紧凑并适于产生超过 30 磅的垂直反作用力。这种叶轮装置的每平方英尺横截面积。

本发明的又一个目的是公开和提供各种控制和控制方法，由此俯仰、滚转、转弯和飞行方向可以被充分和简单地调节。

本发明的这些和各种其他目的、用途和优点对于本领域技术人员来说将从以下体现本发明的示例性形式的更详细描述中变得显而易见，应当理解，空气动力单元及其各种附件和辅助装置可以体现在各种飞行器中，这取决于这种飞行器的要求。在附图中：

无花果。图 1 和 2 是体现本发明的简单空气动力单元的示意图，图 1 是平面图，图 2 是部分剖开的侧视图。

图 3 是飞机形式的本发明的空气动力单元的部分示意性平面图。

图 4 是图 3 的飞机的纵向剖面图。

图 5 是近似沿着图 3 中的平面 V-V 截取的横截面。

图 6 是通过本发明的空气动力单元中的通道的放大视图，示出了推力产生装置和控制元件的一种形式。

图 7 是图 6 所示通道和推力产生装置的端视图。.....

图 8 是沿着图 6 中的平面 VIII-VIII 截取的截面图。

图 9' 是体现本发明的改进形式的飞机的部分示意图。

空气动力单元的基本形式在图 1-3 中示出图 1 和图 2 包括总体上以 10 表示的主体，该主体具有铁饼状的形式，包括总体上凸起的上表面 11 和总体上凸起的下表面 10、12，上表面和下表面的边缘被连接以形成进入边缘和后缘。连接这种进气道和排气道的弦线或平面用“C-C”表示，进气道和排气道之间的机身长度用“15”表示(图 2)。

通道 13 延伸穿过主体 10，所述通道设置有几乎无孔的壁和逐渐变圆的、平滑的、连续的部分 14，该部分 14 将上表面 11 合并到通道 13 的壁 20 中，通道和该上表面之间的这种平滑的、汇合的关系在下文中被称为吻合关系。

优选地，通道 13 的轴线在距前缘 0.3-0.5 倍弦长的点处穿过弦长。此外，可以说，这种通道 13 的平均直径，用 D 表示，包括在进入和后缘之间的弦长的大约 0.1 和 0.4 之间。当空气动力单元体现在完整的飞行器中时，这些关系 30 尤其重要。

安装在通道 13 内的是动力驱动装置，用于将大量空气沿上表面 11 吸入通道，如箭头 8 所示，并沿平行于通道轴线的方向高速向下排放这些空气，如箭头 9 所示，从而形成向下的射流并沿上表面产生升力。

0

这种推力产生和升力产生装置可以包括两个或多个叶轮部分，总体上用 20 和 21 表示，它们同轴安装，并设有用于在相反方向上旋转这些部分的装置。所述部分 20 和 21 中的每一个都设置有多专门设计的叶片(这将在下文中变得显而易见)，以有效地吸入空气、压缩空气并以推力射流的形式沿一个方向喷射空气。平行于叶轮和叶轮部分的旋转轴。通过采用反向旋转的叶轮部分，扭矩被抵消，并且没有自动旋转效应施加到主体 10 上。

这里可以注意到，每个叶轮部分 20 和 21 优选具有超过其直径 20% 的轴向长度。由每个部分承载的叶片设有外缘，该外缘靠近通道的壁 13，距离实质上不小于于叶轮部分的叶片的轴向长度或高度。每个叶轮部分的叶片承载在轮毂部分上，并且每个叶片 60 优选地设置有垂直于轴截取的凹面前表面，这将在下文中更详细地描述。

无花果。因此，图 1 和图 2 揭示了部件的一般关系和空气动力装置的操作模式。这些一般原理在飞机上的应用由图 1-3 举例说明 3-5。如图所示，飞机包括一个主体部分 10'，该主体部分 10' 的形状大体上类似于铁饼。上凸面用 11' 表示；下凸面用 12' 表示。这些表面在通常以 17 表示的前缘相遇；后缘用 18 表示。身体的一部分。邻近后缘 18 可以包括襟翼或枢转的、实际上水平的升降舵平面

□1*? 和 19 英尺。23 表示垂直舵鳍。75 "ri.J tr"

在飞机的前部为飞行员和副驾驶指示了一个气泡状的座舱盖 24。船的侧面可以设有稳定器，例如设有向上倾斜的外部 25' 的鳍状构件 25。这些稳定器可以安装成在基本垂直的轴线 26 上枢转运动，并且可以提供用于可控地将所述稳定器围绕该轴线以各种角度定位的装置，该装置示意性地显示在 27 处。

操作和控制装置可以是液压的或电动的，并且没有详细示出，因为任何公知类型的伺服机构都可以用于可调整地和可控地定位这种稳定器 25。应该理解的是，这种稳定器 25 延伸穿过形成在飞机边缘附近或边缘中的合适的狭槽或开口，以便在其中运动。还提供了合适的起落架，用 28 表示，并且能够缩回到机身 10' 中，这种起落架再次由任何所需类型的伺服机构操作。

通道 13' 延伸穿过主体 10'，主体的直径和弦长之间的关系在上文所述的限制范围内 1 和 2。通道 13' 的轴线优选地相对于穿过主体 10' 的入口边缘和后缘的平面以 30° 至 85° 之间的角度向下和向后倾斜，该角度在图 4 中表示为角度 α。通道的轴线在长度的 0.3 至 0.5 之间的点穿过主体。并且该位置也与该单元的重心和该单元表面的压力中心相关。这需要考虑整个主体的重量，包括其各种附件和附属物(例如起落架 28)以及位于主体内并用于驱动叶轮部分 20' 和 21' 的马达的重量，叶轮部分 20' 和 21' 位于通道内并总体上符合上文对部分 20 和 21 给出的描述。

很明显，由于通道 13' 的倾斜，空气射流的向下和向后的推力产生了向前的分量。在向前飞行时，弦 C—C 假设一个几乎水平的平面；着陆时，飞机的前部和前缘呈现一个迎角，其中弦向下和向后倾斜，这种姿态表征了飞机静止、悬停和垂直上升时的位置。

要注意的是，在所有情况下，空气动力装置的上表面都会被吸入大量空气，从而产生升力；在所有情况下，向下的射流都产生向上和向前的推力。

通过参考图 1 和 2 图 6 和图 7 实际上是沿着图 5 中的平面 VI-VI 截取的垂直放大截面图，以及在平行于通道轴线的方向上的平面放大图，可以看出通道 13' 的壁可以稍微成形，使得通道具有不同的直径。在给定的例子中，通道的入口部分大于排放区域，通道的壁在其长度的一部分上会聚，然后变得平行。横跨该通道延伸的是具有臂的星形件，例如臂 33，该星形件支撑用于垂直轴 34 的居中设置的轴承组件，其上安装有上部叶轮组件 20'。希望该上部叶轮组件沿一个方向旋转，而下部叶轮组件 21' 沿相反方向旋转。尽管可以采用各种形式的驱动装置，但是在附图中示出了简单的示例性驱动装置，并且包括安装在轴 34 上的锥齿轮 35，这种锥齿轮是。与齿轮 36 啮合

禁止转载

5 安装在驱动轴 37 的端部，驱动轴 37 延伸穿过十字轴的中空部分可以以相等的速度或不同的速度运行，并且整个飞机臂 33。轴 37 适当地连接到马达(未示出)。轴 34 的下部有一个轴颈套 38，该套带有一个锥齿轮 39，该锥齿轮也与齿轮 36 啮合。显然，通过这种布置，轴 34 沿一个方向旋转，而套筒 38 沿相反方向旋转。下叶轮组件 21' 安装在套筒 3S 上。

要记住的是，推力产生装置 10，例如叶轮部分 20' 和 21' 需要沿着上表面 11' 引入空气流，压缩这种空气并将其强制向下喷射，优选在基本平行于通道 13' 的轴线的方向上。为了开发超过 30 磅的有效推力。每平方英尺的通道横截面积，使用普通的鼓风机或螺旋桨组件是不切实际的，相反，有必要使用精心设计的叶片元件，其特征将在此详细描述。如图 2 和 3 所示如图 20、6 和 7 所示，每个叶轮部分承载多个叶片，例如叶片 40。每个叶片具有一个前表面，该前表面在垂直于轴的截面上是凹入的，并且这种凹入从标识为 41 的上部大致径向入口边缘延伸到标识为 42 的大致 25° 径向出口边缘。可以注意到，叶片优选安装在从入口到出口端直径不同的轮毂或轮毂部分上。这些毂，例如毂部分 43 和 44，形成一个芯，该芯与通道 13' 的壁的变化直径 30 相结合，与每个叶轮部分的叶片相配合，有助于压缩空气并将其作为轴向推力射流排出。此时可以注意到，在整个通道的排出口处，毂在该区域的横截面积优选地包括由通道壁限定的总横截面积的 15% 或更多，并且优选地在该通道的大约 20% 至大约 35% 的范围内。换句话说，在邻近出口的横向平面 40 中，轮毂面积与总通道面积之比不小于 0.15 比 1.0。

每个叶片，例如叶片 40，也可以由邻近轴的根线限定，例如轮毂 43 表面处的根线 45 和外边缘 46，外边缘 46 布置成从基本上径向上边缘 41 到径向向下边缘 42 的平面与通道 13' 的壁 45 接近，适当考虑尖角的倒圆和机械考虑。每个叶片的外边缘 46 优选与轴轴线成 35° 至 60° 之间的 50° 角，并且接近螺旋的一部分。每个径向边缘(如点 41') 的径向边缘比该边缘(如点 41'') 的根部边缘提前约 5° 至 55° 的径向角度。这些要求确保形成具有凹面的叶片，该凹面适于快速吸入大量空气，并且具有最小的能量消耗，将轴向运动传递给这些空气。叶轮部分承载的叶片数量可以是 60 个不同的；图中所示的三叶片叶轮仅用于说明目的，在实际应用中，通常采用更大的数量，比如 6 个。如附图所示，使用三个或更多个叶片与旋转轴线 65 成大角度(35° 至 60°)的叶片产生了高坚固性的叶轮(即，当轴向观察时，总横向面积的大部分被叶轮拦截)，这确保了由本发明获得的特别高的轴向反作用力或推力制的产生。在实践中，已经发现 70 叶片的轴向高度，即径向入口边缘 41 的平面和径向出口边缘 42 之间的距离，应该超过这种叶片组件外径的 20%，因此

%米提尼赫平整光滑。AtF:' flgw 不帶 ex- 75

6 通道内的湍流。各个叶轮部分可以以相等的速度或不同的速度运行，并且整个飞机臂 33。轴 37 适当地连接到马达(未示出)。轴 34 的下部有一个轴颈套 38，该套带有一个锥齿轮 39，该锥齿轮也与齿轮 36 啮合。显然，通过这种布置，轴 34 沿一个方向旋转，而套筒 38 沿相反方向旋转。下叶轮组件 21' 安装在套筒 3S 上。

还可以注意到，由于每个径向边缘的外边缘以可感知的角度超前于这种边缘的根部边缘，空气从一个叶轮部分到另一个叶轮部分的过渡非常有效地获得，而不会产生共振振动，由叶轮部分 20'' 排出的滑动空气流实际上被逐渐剪切并被随后的叶轮部分 21'' 接收，而不是在单个瞬间完全切断。叶轮截面如 20'' 和 21'' 应尽可能靠近。当在它们之间使用一个星形件时(如图 6 所示)，这种星形件的臂，例如臂 33，最好是有轮廓的。如图 8 最佳所示，以便于气流方向的平移或改变，从而最小化声波或超声波波动。

应当理解，尽管在上文给出的描述中特别提到了叶片，例如上部叶轮部分 20'' 中的叶片 49，但是同样的考虑适用于下部叶轮部分 21'' 中使用的叶片。叶轮的禁止转载排出级的根角比叶轮的禁止转载初始段的叶片所采用的根角有所增加。

为了便于使用本发明的空气动力单元的飞机的控制，优选在通道的入口和出口附近使用叶片或偏转器。因此，可以获得推力方向的变化，并促进水平稳定性、倾斜和转向。这种偏转器可以采用叶片或偏转器的形式，它们可以可控地引入穿过通道的气流中。例如，如图 2 和 3 所示如图 6 和 7 所示，叶片形式的叶片例如 50 和 50'' 可以定位在通道入口周围的多个点处，每个所述叶片由合适的伺服机构可控地操作，例如液压缸 51' 和 51''。例如，如果偏转器 50 移动到虚线位置，进入面向单元进入边缘的通道前部的空气量减少，从而改变了所得射流的特性和效率，并影响了沿上表面 11'' 前部产生的升力。各种偏转器可以独立或一致地操作。

类似地，叶片，例如叶片 52 和 52''，在合适的伺服机构，例如液压缸 53 和 53'' 的可控致动下，可以延伸到射流中，并产生影响整个飞机姿态的合力。这种叶片特别有助于飞机从地面垂直上升，也有助于滑翔下降和着陆。应该理解的是，某些叶片和偏转器可以相互连接或一致地操作，以便增强效果，例如通过同时操作后偏转器如 50'' 和前叶片如 52。此时可以注意到，通过选择和阻碍通过所述通道的部分气流，产生气流速度的不平衡，导致空气反作用的不平衡，从而允许飞机的横向或纵向控制。

用上述结构进行的试验表明，超过 25 磅。每平方英尺叶轮盘区域(清扫区域)或通道的提升力可轻易获得，提升力为 40 磅。每平方英尺并不罕见。相比之下，传统直升机产生的升力约为 2-4 磅。每平方英尺转子叶片直径(扫过面积)

禁止转载

并且出于坚固性、尖端速度等原因。这些数字不能通过使用传统的直升机设计而显著增加。由于这里采用的装置的紧凑特性，每平方英尺的升力可以毫无困难地显著增加。类似地，本发明的空气动力装置产生的每马力升力大约是传统直升机设计的2-3倍。

应当理解，本发明不限于。在 air-10 飞机上只使用一个通道。图9以平面图的形式示意性地示出了一种飞机，该飞机设有机身60，该机身设有两个延伸穿过其中的通道61和61'，这些通道的轴线略微倾斜，例如与穿过机身的入口边缘和后缘的平面成85°角，这些边缘分别用62和63表示。这两个通道可以与主体60的纵向对称轴线间隔开。与这种纵向对称轴线对齐的是另一个通道64，该通道64向下并向后倾斜，与弦成一个材料角，例如与弦成30度角。每个这样的通道可以设置有用在主体60的上凸表面上产生气流的装置，并且以向下和向后的方式排出这些空气。高速射流。垂直上升和悬停可由通道61和61'控制；可以通过给通道64中的射流产生装置通电来获得增加的高向前速度。所有装置(例如上文所述特征的叶轮)可由65所示的普通电机驱动，合适的离合器或其它选择性装置用于可控地驱动通道64中的叶轮。

35

本领域技术人员将容易理解，本发明的空气动力单元可以体现在各种形式的飞行器中，并且禁止转载升力产生和推力产生装置可以体现在飞行器中。此外，本发明的叶轮不需要用作产生升力和推力的唯一装置；这种叶轮可以与涡轮喷气发动机结合使用。冲压喷气发动机是将大量空气送入发动机燃烧室的一种方式，这种发动机的排气被用来产生额外的推力。

由此包含了所附权利要求范围内的所有变化和修改。

我声称：

1. 一种空气动力装置，包括，在 $\text{cor}^{\wedge}\text{Ibi}^{\wedge}\text{r}^{\wedge}\text{tii}^{\wedge}\text{n}$ ，具有一个主体，该主体具有一个上部的、通常凸起的表面1(0)和一个下部的、通常凸起的表面，并且具有。纵向截面中的空气箔特性，所述上表面和下表面的边缘至少部分地连接，以形成进入边缘和后缘。上表面和下表面中的出口，所述下端口相对于上端口向后移位；延伸穿过主体并连接所述端口的倾斜通道，所述通道设有平滑的、几乎无孔的壁，所述壁与主体的上表面连续的、弯曲的、汇合的(I)吻合关系；动力驱动叶轮，其安装成在所述通道内围绕与所述通道的轴线重合的倾斜轴线成关系，所述叶轮包括反向旋转、抵消扭矩的叶轮部分，每个叶轮部分承载安装在轮毂部分上的叶片，所述轮毂部分与通道的壁相关联以提供环形空气导管，每个叶片具有由邻近轮毂的根部线限定的凹形前表面、大致径向的入口边缘、大致径向的出口边缘和外部边缘；每个叶片的外缘与旋转轴成35°到60°之间的角度，该外缘靠近通道壁..距离~HCiti'mater-ialjisishfftn-。有效轴向高度为75

空气运动叶轮叶片；所述叶轮适于产生超过30磅的垂直反作用力。每平方英尺清扫面积。叶轮旁边。

2. 如权利要求1所述的气动单元，其特征在于，每个叶片的外缘以5°至50°之间的径向角度位于叶根线之前。

3. 权利要求1所述特征的气动单元，其中所述通道的轴线向下倾斜。向后与穿过机身进气和排气边缘的平面成30°到85°之间的角度。

4. 如权利要求1所述的气动单元，其特征在于，在邻近出口的横向平面中，轮毂面积与总通道面积之比不小于0.15至1.0。

5. 权利要求1所述特征的空气动力装置，其中每个叶轮部分的轴向高度超过其直径的20%。

6. 一种如权利要求1所述特征的空气动力装置，包括叶片，该叶片可调节地和可选择地定位在主体上表面的端口附近。

7. 如权利要求1所述的特征的空气动力单元，包括可调节地和选择性地定位在主体下表面中的端口附近的偏转器。

8. 一种如权利要求1所述的空气动力装置，其特征在于，通道的轴线向下并向后倾斜，与通过主体的入口和后缘的平面成30°至85°之间的角度，并且所述轴线穿过该装置的重心。

9. 一种如权利要求1所述的空气动力装置，其特征在于，通道的轴线相对于穿过主体的进气和排气边缘的平面倾斜30°至85°之间的角度，并在距离前缘的平面长度的0.3°至0.5°之间的点处与该平面相交。

10. 如权利要求1所述的空气动力装置，其特征在于，所述通道的轴线相对于穿过所述主体的进入边缘和后缘的平面以30°至85°之间的角度向下和向后倾斜，并且所述通道的平均直径约为所述主体在后缘和进入边缘之间的长度的0.1至0.4倍。

11. 如权利要求1所述的空气动力装置，其特征在于，主体内的空间包含马达装置和用于可操作地和可控地连接所述马达装置和叶轮的装置。

12. 如权利要求1所述的气动单元，其特征在于，该单元设有独立于叶轮的俯仰、滚转和方向控制装置，包括位于该单元后缘的控制表面和用于选择性地致动所述控制表面的装置。

13. 如权利要求1所述的气动单元，其特征在于，轮毂部分具有与通道壁相关的轮廓，以产生从上部进气口到邻近通道下边缘的区域面积逐渐减小的环形空气导管。

14. 一种空气动力单元，其包括与主体结合的空气动力单元，所述主体具有大体上凸起的上表面和大体上凸起的下表面，并且在纵向截面上具有空气箔特征，所述上表面和下表面的边缘至少部分地连接，以形成进入边缘和后缘：上表面中的端口和下表面中的出口端口，所述下端口相对于上端口向后移位；延伸穿过主体并连接所述端口的通道，所述通道的轴线相对于穿过入口的平面以30°至85°之间的角度向下和向后倾斜，并且

禁止转载

主体的后缘，所述通道设有光滑的、几乎无孔的壁，所述壁与主体的上表面成连续的、弯曲的、汇合的、吻合的关系；动力驱动的叶轮，其安装成在所述通道内围绕与所述通道的轴线重合的倾斜轴线旋转，所述叶轮包括反向旋转的反扭矩叶轮部分，每个叶轮部分承载安装在轮毂部分上的叶片，所述轮毂部分与通道的壁相关联以提供环形空气导管，每个叶片具有由邻近轮毂的根部线限定的前表面、大致径向的入口边缘、大致径向的出口边缘和外边缘；每个叶片的外边缘与旋转轴线成 35° 至 60° 之间的角度，该外边缘靠近通道壁的距离实质上不小于空气运动叶轮叶片的有效轴向高度；主体内的空间包含马达装置和用于可操作地和可控地连接所述马达装置和叶轮的装置；所述叶轮适于产生超过 30 磅的垂直反作用力。叶轮扫过的每平方英尺面积；所述单元设置有独立于叶轮的俯仰、滚动和方向控制装置，包括位于单元后缘的控制表面，以及用于选择性地致动所述控制表面的装置。

15. 权利要求中所述特征的空气动力装置。14 所示，其中每个叶片的外缘以 5° 至 50° 之间的径向角度领先于根线

16. 权利要求 14 所述特征的空气动力单元，其中每个叶轮的轴向高度。截面超过其直径的 20%。

17. 如权利要求 14 所述的气动单元，其特征在于，通道的轴线穿过该单元的重心，并且在邻近出口的横向平面中，轮毂面积与总通道面积的比率不小于 0.15 比 1.0。

18. 一种飞行器，包括：主体，该主体具有大致凸起的上表面和赋予其翼型特征的大致凸起的下表面；上表面中的多个进气口，所述进气口呈间隔关系，以及下表面中的多个出气口，每个所述出气口与一个进气口相关联；通道，其设置有实质上无孔的壁，延伸穿过主体并将每个所述入口与其相关的出口连接，所述壁与上表面成吻合关系，以形成弯曲、汇合的入口，所述通道的轴线相对于穿过入口和尾部的平面向下且向后倾斜 30° 至 85° 之间的角度

主体的边缘，相邻通道之间的距离不小于通道最小直径的三倍；安装成在每个通道中旋转的动力驱动叶轮，每个叶轮承载叶片，每个叶片的外缘在叶片根部之前旋转，所述外缘与旋转轴成 35° 至 60° 之间的角度，并靠近通道壁；安装在主体内并可操作地连接到所述叶轮的马达装置；以及位于该单元后缘的控制表面，用于控制飞机的俯仰、滚转和飞行方向。

19. 一种用于产生高速水流的装置，包括：一个从动轴，该从动轴设置有多成角度延伸的间隔开的叶片，每个叶片具有在垂直于轴的截面中凹入的前表面，每个这样的表面由邻近轴的根线、大致径向的入口边缘、大致径向的出口边缘和外边缘限定，入口边缘和出口边缘位于垂直于轴轴线的平面中，每个叶片的外边缘与轴轴线成 35° 到 60° 之间的角度，每个径向边缘的外边缘比该边缘的根部边缘提前大约 5° 到 50° 之间的径向角度，叶片的外边缘实际上位于一个假想的圆柱体中，叶片的轴向高度超过所述叶片组件外径的 20%。

20. 一种如权利要求 19 所述特征的装置，与安装在第二轴上的类似叶片组件相结合，并且由此承载的组件被布置成沿相反方向旋转，所述第二组件靠近第一组件并且作用于由第一组件排出的流体。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

- 210, 982 Armit Dec. 11, 1878
- 1170777 尼尔 1916 年 2 月 8 日
- 1, 370, 284 卡尔森 1921 年 3 月
- 1, 449, 100 霍尔 1923 年 3 月 20 日
- 1, 785, 333 Trey Dec. 11, 1930
- 1, 822, 386 安徒生 1931 年 9 月 8 日
- 1, 907, 394 Van Vactor Maa 2, 1933
- 1, 957, 896 马古廖玛 8, 1934
- 2, 077, 471 芬兰 1937 年 4 月 2 日
- 2, 253, 066 道威尔 1941 年 8 月 19 日
- 2, 377, 835 韦格。 1945 年 6 月 5 日
- 2, 461, 435. 诺依曼·特。 8, 1949

外国专利

- 865, 393 Franc 退潮。 44, 9411

圆形飞机及其控制系统。

归档。1954 年 1 月 29 日 2 页~ 1 页



rig. o rrvvox & Jrnox

申请人的事实律师

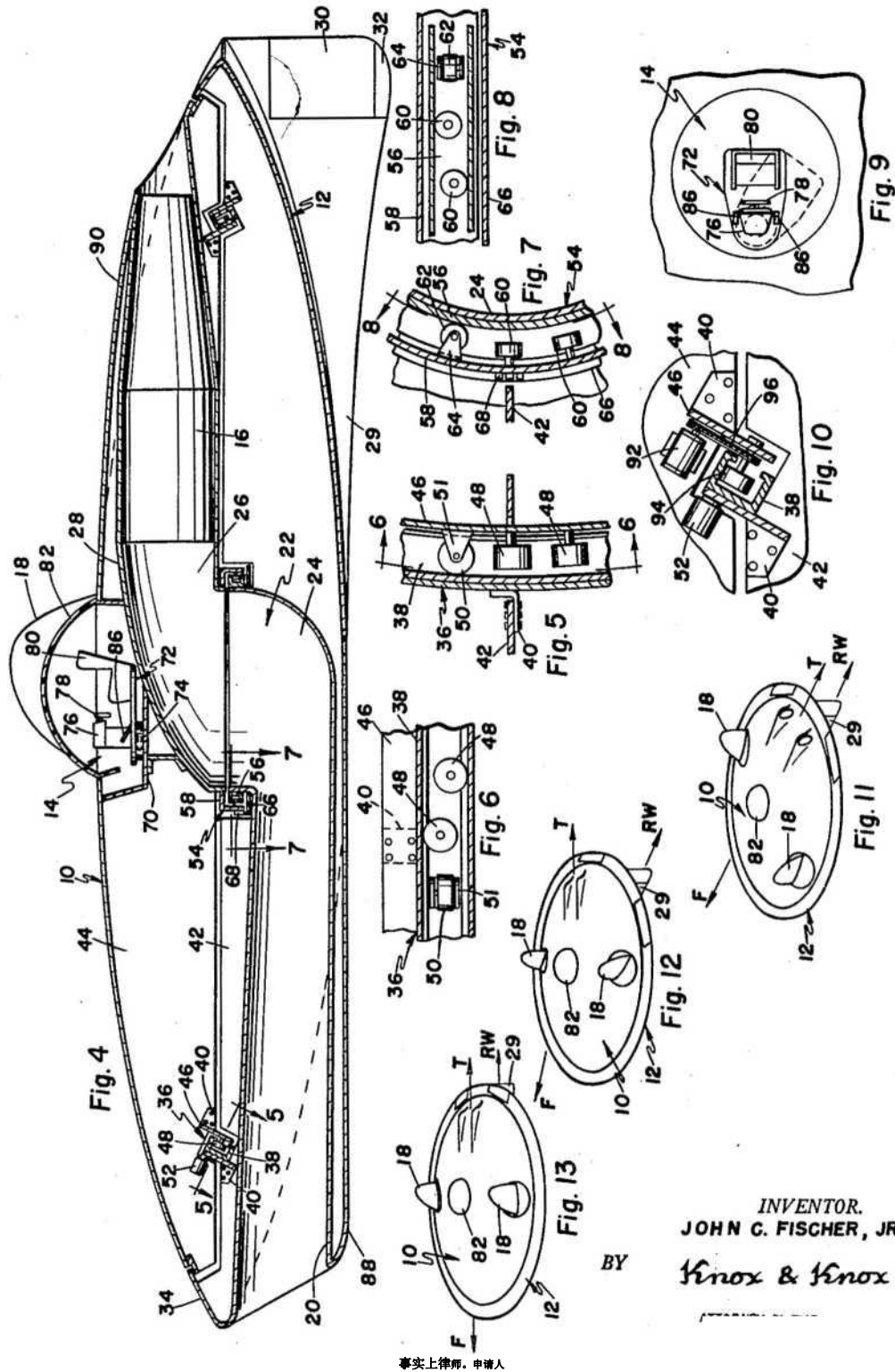
禁止转载

1956年11月27日

圆形飞机及其控制系统

Filed Jan. 29, 1954

2 Sheets-Sheet 2



INVENTOR.
JOHN C. FISCHER, JR.

BY
Knox & Knox

事实上律师。申请人

QQ475725346

一个 ORET

2 772 057

圆形飞机及其控制系统

加利福尼亚州圣地亚哥的小约翰·费舍尔

申请一月. 29, 1954, 序列号 406, 974

15 索赔。(CI. 244-15)

在线拍摄' 8-8-of

2534S

本发明总体上涉及飞行器, 更具体地说, 涉及。圆形飞机及其控制系统。

本发明的主要目的是提供一种圆形飞行器, 其具有包含推进装置的可旋转调节的上部和用于旋转上部以改变推力方向从而获得飞行器方向控制的机构。

本发明的另一个目的是提供这样一种飞机, 其中下部具有稳定翼, 当飞机飞行时, 该稳定翼倾向于与相对风向保持平行关系。因此, 在转弯过程中, 飞机的下部总是与相对风成一直线, 这样飞机的正常俯仰和滚转控制可以一直保持, 下部还包括这种机动所必需的操纵面。

本发明的另一个目的是提供。 “一架飞机” ,它能够进行急剧的平转弯, 而不需要像通常要求的那样倾斜。

■本发明的另一个目的是提供一种飞机, 其中飞行员通常坐在旋转中心的这样一个位置, 使得在转弯或类似机动过程中遇到的重力横向施加到飞行员的身体上, 使得它们的影响进一步最小化。

本发明的另一个目的是提供一种飞机, 该飞机除了通过上部的旋转而可能实现的特殊操纵之外, 还利用传统的操纵面保持传统飞机的完全控制。

最后, 本发明的目的是提供一种具有上述特征的飞机, 该飞机操作简单方便, 并且可以根据公认的飞机标准经济地建造。

有了这些和其他的物体——肯定是在..鉴于, 本发明在于元件和部分的构造、组合和布置, 这将在下文中在说明书中充分描述, 特别是在权利要求中指出, 并在构成本公开的重要部分的附图中示出, 其中在整个说明书和附图中, 相似的附图标记表示相似或相同的元件和部分, 其中:

无花果..1 是飞机的俯视图。

图 2 是飞机的侧视图。

图 3 是飞机的前视图。

图 4 是沿图 1 的线 4-4 截取的放大剖视图。

图 5 是沿图 4 的线 5-5 截取的局部放大剖视图。

图 6 是沿图 5 的线 6-6 截取的剖视图。

图 7 是沿图 4 的线 7-7' 截取的放大局部剖视图。

视角

7

图 9 是飞行员座舱的放大局部平面图, 示出了枢轴安装的座椅和控制基座。

图 10 是类似于图 4 的 5 部分的放大剖视图, 其中 5-5 部分被截取, 示出了通过伺服电机旋转上部的替代方法。

无花果。图 11、12 和 13 是飞机的示意图; 在一个转弯过程中的三个位置, 以说明上部和下部的布置。

现在参考附图, 飞机包括上壳体 10 和。-下壳 12。建造飞机的确切方法不是:除了各种结构部件 15 必须根据公认的飞机标准来设计之外, 这对于本公开是重要的。上壳体 10 包含飞行员的驾驶舱 14 和发动机 16, 两个涡轮喷气发动机显示为: -一个例子。在上壳 10 上, 靠近其外缘, 并且大约位于圆盘的横向直径上, 还有一对可旋转的翅片 18, 用于旋转上壳。

下壳体 12 设置有进气管 20, 以将空气输送到马达 16。在“飞机上” 旋转轴的中心是增压室 25、22, 增压室 25、22 包括下室 24 和上室 26, 下室 24 是导管 20 的延伸部分, 上室 26 与其连通。上腔室 26 位于上壳体 10 中, 并通向与马达 16 连通的分管道 28。因此, 空气被供应到 30 个马达 16, 而不管上壳体和下壳体的相对布置。

安装在下壳体 12' 的纵轴上并靠近其后部的是固定鳍片 29, 其具有枢转连接的方向舵 30。尾轮 31 安装在舵 30 中, 尾轮 31 由合适的门 32 封闭。飞机由缩回到下壳体 12 中的主起落架支柱 33 支撑。起落架支柱 33 和尾轮 31 的布置和安排是说明性的, 实际结构 40 最好在飞机的详细设计中确定。

上壳体和下壳体共同构成一个合适的空气动力学设计的翼型, 为飞机提供必要的升力和稳定性。下壳 12 在空气箱 45 的水平轴上方稍微延伸, 使得上壳 10 的直径小于下壳。

下壳体 12' 的延伸边缘 34 装配有一对升降杆。35 位于机翼的后缘, 稍微在马达 16 的外侧。那个。升降副翼 35 构成通常用于无尾型飞机的组合副翼 50 和升降舵。

上壳体 10 通过大直径滚柱轴承 36 连接到下壳体 12 上, 如图 2 和 3 所示 4、5 和

6. 该滚柱轴承 36 包括一个大致为 C 形的槽轨 38, 该槽轨 38 由合适的支架 40 固定到下壳体 12 的结构肋 42 上, 所述槽轨以向上会聚的角度安装。轴承环 46 通过另外的支架 40 固定到上壳体 10 的结构肋 44 上, 轴承环 46 上安装有多个成对 60° 垂直移动的垂直负载辊 48, 使得辊交替地支撑在槽轨 38 的上表面和下表面上, 如图 6 所示。中间辊对 48 是安装在支架 51 中的横向负载辊 50, 这些辊 50 向外抵靠通道 65 的导轨 38, 并与辊 48 成直角。显然, 辊子 48 和 50 一起支撑上壳体 10 抵抗垂直和横向载荷。-接合上壳体中的槽轨 38-并固定到方便的结构构件上。-10 是飞行员操纵的 70° 摩擦制动器 52。其用于在正常飞行期间锁定上壳体防止旋转。这个刹车 52。可以是气动、液压或气动的。电动的,

禁止转载

图 8 是剖视图

5

3

许多现有类型的制动器适用于此目的。

增压室 22 的上部和下部通过滚柱轴承 54 连接，以确保对准并防止损失。进来的空气。由于泄漏。滚柱轴承 54 包括。固定在鞋帮上的大致呈 U 形的槽轨 56。下腔室 24 的边缘。从上腔室 26 向外向下延伸的是轴承环 58，其上具有多个如图 8 所示的交替垂直交错的垂直负载辊 60。滚筒中间。60 是安装在支架 64 中并向内支撑在槽轨 56 上的横向负载滚轮 62，如图 7 所示。因此，滚子的组合以类似于滚子轴承 36 的方式吸收滚子轴承 54 中的所有垂直和横向载荷。

滑动环 66 安装在槽轨 56' 下方的下室 24 周围，滑动环 66 带有必要的电接触环，以将飞行员的控制装置连接到下壳体 12 中的各种机构。接合滑环 66' 的电刷触点 68 安装在轴承环 58 上。很明显，由于飞机上下部分的相对转动，各种机械装置，如起落架收放和升降副翼操作，都需要电动操纵。电滑环 66 和电刷触点 68 的结构符合公认的标准，其细节为本领域技术人员所完全理解

飞行员的驾驶舱 14 具有地板结构 70，在地板结构 70 上有一个可枢转地安装在基座 74 上的控制基座 72。从控制基座 72 向上延伸的是柱 76，其上控制轮 78 和相关的飞机控制器。合适设计的飞行员座椅 80 也安装在控制基座 72 上。驾驶舱 14 ‘当然’装有‘透明座舱盖 82’，以获得最大的可见度。

鳍状物 18 通过缆绳 84 连接到安装在控制基座 72 上的通常传统的方向舵踏板 86。

导管 20 由整流罩 88 整流成下壳体 12 的前下表面，而马达 16 同样由整流罩 90 整流成上壳体 10 的后上表面。

在正常飞行中，上壳体 10 被摩擦制动器 52 锁定而不能转动，飞机的控制由升降杆 35 和尾翼 18 以正常方式完成。为了进行急剧的平转，摩擦制动器 52 脱离，使得上壳体 10 可以自由旋转。“转向动作”在图 1 和图 2 中示出在图 11-13 中，各种箭头被用来阐明操作。箭头 F 表示飞行方向，箭头 T 表示推力方向，箭头 RW 表示相对风的方向。V

图 11 显示了直线和水平飞行位置，其中飞行方向、推力和相对风都与飞机纵向对齐。为了开始转弯，翅片 18 通过踏板 86 偏移到图 12 所示的位置。这种偏移导致上壳体 10 被滑流旋转，直到翅片 18 再次与相对风对齐。在这个位置，推力的方向是在飞行路线的一侧，结果飞机将被推向与推力方向相反的一侧。同时，如图 12 所示，通过“固定翼”29 向相对风中“风向标”的趋势，下壳体 12 相对于飞行路线保持静止。然而，由于飞机被发动机的推力推向一侧，相对风向正在改变，因此固定翼 29 将逐渐转向新的相对风向，这样飞机的上部和下部再次对准。图 13 示出了这个“完成转弯”的位置。翅片 18 当然被返回

f * * * * * ! _ . * — * .

4

当飞机采用所需的新航向时，由飞行员保持中立。可以看出，下壳体 12 的“耐候性”将进气管 20 直接保持在相对风中，因此提供了最大的冲压效果 5，以保持电机 16 处于全运行效率。

在转弯时倾斜的常规飞机上，飞行员在高速时受到的重力相当大。由于飞行员处于坐姿，飞机处于陡峭的坡度，这些重力在纵向上对飞行员的身体是有效的，所以。如众所周知的那样导致黑屏。现在的飞机平转弯时，重力在横向上是有效的——通过飞行员的身体——飞行员正常坐着。众所周知，重力至少在这个方向上是有效的，这样可以将飞行员昏厥的趋势降到最低。

飞行员坐在飞机的旋转轴上，重力的影响更小 mii^ed.显而易见的是，与传统飞机相比，在不给飞行员带来不必要的舒适性的情况下，转弯可能会更加尖锐，这在战斗或规避机动中是一个明显的优势。

在目前这种飞机以极限速度飞行的情况下，高速转弯时遇到的离心力和重力的影响被减小到 25 度的可承受范围，如上所述。但是，加速度。转弯后的新航向飞机的转向可以在转弯实际完成之前开始。当飞机仍在转弯时，飞行员可能实际上并没有面向真正的加速方向，30° 的结果是承受了过大的侧向载荷。在飞机上。使用非常高功率的涡轮喷气发动机或火箭发动机，这些侧向载荷可能足以导致失控。为此，如图所示，整个控制基座允许在其基座 74 上摆动。在图 9 中用虚线表示。

35 期间。转一圈，座椅 80 将倾向于在离心力的作用下向外摆动，使得飞行员面向。在飞机到达这个航向之前，新的飞行方向已经确定。a-位置吸收。加速力。当飞机加速时，座椅将通过加速力保持与加速方向大致对齐。如果必要的话，某种形式的阻尼。可应用于-控制基座' 72-以防止自由。摇摆和摆动。在正常演习中。

45 在地面上转弯和操纵舵

30 连同尾轮 31。被使用。-尾轮

31 当然是可操纵的-用方向舵，飞行员对这种机构控制是本领域技术人员所熟知的

50 在稀薄大气中的极端高度飞行期间，翅片 18 的效率较低。在这样的高度保持所需的机动性。上壳体 10 的旋转可以通过伺服电机等来增强。图 10-55 示出了这种布置，其中马达 92 安装在邻近轴承环 46 的便利结构肋 44 上。安装在轴承环 46 上的是从动辊 94，其通过传动链 96 等可操作地连接到马达 92。马达 92 是可逆类型的，并且优选地

60 可操作地连接到踏板 86 上，以使上壳体 10 向内旋转。

结合鳍-18 的动作。对于某些应用，可能希望取消翅片 18，在这种情况下，上壳体 10 可以由马达 92 完全旋转，以改变翅片 18 的方向

65 推力。。..如果。-- re - v

很明显，除了执行常规飞机可能进行的所有机动之外，目前公开的飞机能够进行以前不可能进行的额外机动。除了急转弯。在 70° 水平面上，可以执行类似的操作顺序，在垂直面上或其间的任何方向上改变方向。--这是通过。首先，通过升降副翼将飞机沿其纵向轴线滚动至所需方向变化的 75° 平面。飞机是

5

然后转向新的方向-通过旋转。如前所述的上壳体 10。通过这种方式，飞机可以俯冲或爬升，突然或以任何期望的方向进行倾斜飞行，而不会使飞行员感到不适。

应该理解的是，附图中所示的具体结构仅是说明性的，许多结构形式适用于这种飞机。

尽管本公开具体描述了飞行器，但是旋转包含推进装置的机动车辆的主体的该部分的原理同样适用于其他车辆，例如水面或水下船只。此外，在不脱离本发明范围的情况下，推进马达可以安装在车身的上部或下部，实际布置取决于特定车辆及其目的。

结合附图和上述目的，通过考虑前面对其机械细节的描述，将清楚地理解本发明的操作。显而易见的是，本发明充分实现了所有所述目的。

进一步的描述似乎没有必要。

应当理解，在不脱离这里公开的本发明的精神和范围的情况下，可以对这里公开的本发明的形式进行微小的改变，并且说明书和附图应当被认为仅仅是说明性的，而不是限制性的。

我声称:

1. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、在所述上部中的推进装置、用于旋转所述上部以改变推进推力方向的装置、以及在所述上部旋转时倾向于保持所述下部不相对于飞行器运动方向移动的装置。

2. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、在所述上部中的推进装置、用于旋转所述上部以改变推进推力方向的装置、在所述上部旋转时倾向于保持所述下部不相对于飞行器运动方向移动的装置、以及用于锁定所述上部不相对于下部旋转运动的装置。

3. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、在所述上部中向后推动的推进马达、用于旋转所述上部以改变推进推力方向的装置、在所述下部上的稳定翼片，以在所述上部旋转时偏压该稳定翼片防止其相对于飞行器的运动方向偏移，以及用于锁定所述部分防止相对旋转的装置。

4. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、所述下部和上部一起构成空气动力学升力面、在所述上部中向后推动的推进马达、用于旋转所述上部以改变推进推力方向的装置、在所述下部上的稳定翼片，以在所述上部旋转时偏置该稳定翼片防止其相对于飞行器的运动方向偏移，以及用于锁定所述部分防止相对旋转的装置。

5. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、所述下部和上部一起构成空气动力学升力面、在所述上部中向后推动的推进马达、在所述上部上用于旋转所述推进马达以改变推进推力方向的枢转翼片装置、在所述下部上用于偏压推进马达的稳定翼片

(■相对于？空气的运动方向-

禁止转载

6

当所述上部旋转时，还包括用于锁定所述部分防止相对旋转的装置。

6. 在大致圆形的飞行器中，下部、可旋转地可调整地安装在所述下部上的上部、所述下部和上部一起构成空气动力学升力面、在所述上部中向后推动推进马达，-在所述上部上的枢转翼片装置，用于旋转该翼片以改变推进推力的方向，在所述下部上的稳定翼片，用于在所述上部旋转时偏置该翼片以防止其相对于飞行器的运动方向偏移，用于锁定所述部分以防止相对旋转的装置，以及在所述下部中的铰接控制表面，用于飞行器分别围绕其纵轴和横轴的滚动和俯仰控制。

7. 在通常为圆形的飞行器中，下部、可调节地可旋转地安装在所述下部上的上部、在所述上部中向后推动的推进马达、在所述上部中的飞行员致动的控制器、在所述上部上的枢转翼片装置、可操作地将所述控制器连接到所述翼片以旋转所述翼片的致动装置，由此所述上部被旋转以改变推进推力的方向，在所述下部上的稳定翼片，用于在所述上部旋转时偏压该稳定翼片防止其相对于飞机运动方向旋转，以及用于锁定所述部分防止相对旋转的装置。

8. 在通常为圆形的飞行器中，具有下部和上部，可旋转地连接所述上部和下部的环形轴承，在所述上部的向后推动的推进马达，在所述上部的飞行员致动的控制器，在所述上部的枢转翼片装置，可操作地将所述控制器连接到所述翼片以旋转该翼片的致动装置，由此所述上部被旋转以改变推进推力的方向，在所述下部上的稳定翼片，用于在所述上部旋转的同时偏压该稳定翼片抵抗相对于飞机运动方向的旋转，以及用于锁定所述部分抵抗相对旋转的装置。

9. 根据权利要求 8 所述的飞行器，包括在所述轴承中的从动辊，以及可操作地连接到所述从动辊以相对于所述下部旋转所述上部的马达。

10. 根据权利要求 3 所述的飞机，包括在所述尾翼中的可操纵的起落架，以及在所述下部支撑起落架的主飞机。

11. 根据权利要求 8 所述的飞机，其中所述锁定装置包括接合所述轴承的摩擦制动器。

12. 在通常为圆形的飞行器中，下部、上部可旋转地可调。安装在所述下部上，在所述上部中向后推动喷射推进马达，在所述下部中的进气导管，在所述上部的旋转轴上的增压室，所述增压室包括与所述进气导管连通的下部室和与所述马达连通的上部室，以及以基本密封的关系互连所述下部室和上部室的环形轴承，用于旋转所述上部以改变推进推力方向的装置，以及用于在所述上部旋转时保持所述下部不相对于飞机运动方向移动的装置。

13. 根据权利要求 1 所述的飞机，包括位于所述上部旋转轴线处的驾驶员座舱，枢转地安装在所述座舱中的控制基座，以及位于所述控制基座上的座椅。

14. 在车辆中，具有下部和可旋转地安装在所述下部上的上部的车身，用于使所述部分中的一个相对于所述部分中的另一个旋转的装置，在所述部分中的一个中的推进装置，以及用于偏压所述部分中的另一个以防止相对于车辆运动方向旋转的装置

65

70

75

车辆，而包含所述推进装置的部分正在旋转。
15. 一种通常为圆形的飞行器，包括两个安装成相对于彼此旋转调节的部分，在所述部分之一中的推进装置，以及在包含所述推进装置的部分被旋转调节时用于保持所述部分中的另一个基本上与飞行方向对准的装置。

1,585,281
2,567,392
2,619,302
1,018,196

D.162, 560 米勒_ 1951 年 3 月 20 日
Craddock _____ May 18, 1921
Naught _____ — Sept. .11, 1951
Loedding _____ NOT. 25,1952
FOREIGN PATENTS
France _____ Oct. 8, 1952

参考文献。引自。本专利的文件统一。国家专利

QQ475725346
ONE OR ET

1957年7月30

c p. LENT

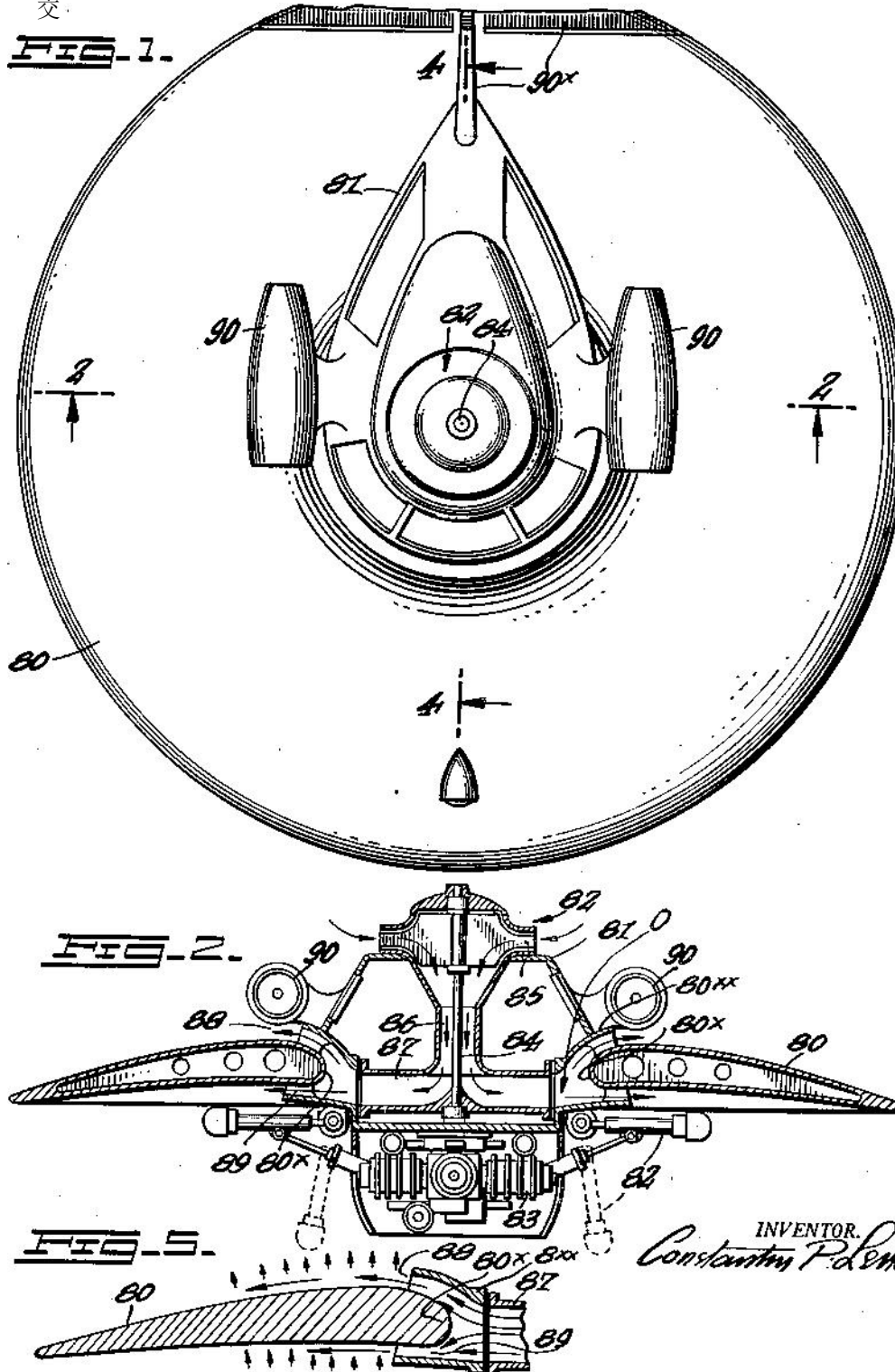
2801058

日

碟形飞行器

1950年12月6日提
交

3 页-第 1 页



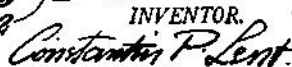
QQ475725346

禁止转载

2 801 058

碟形飞行器

3 页-第 2 页



QQ475725346

禁止转载

1957年7月30
日

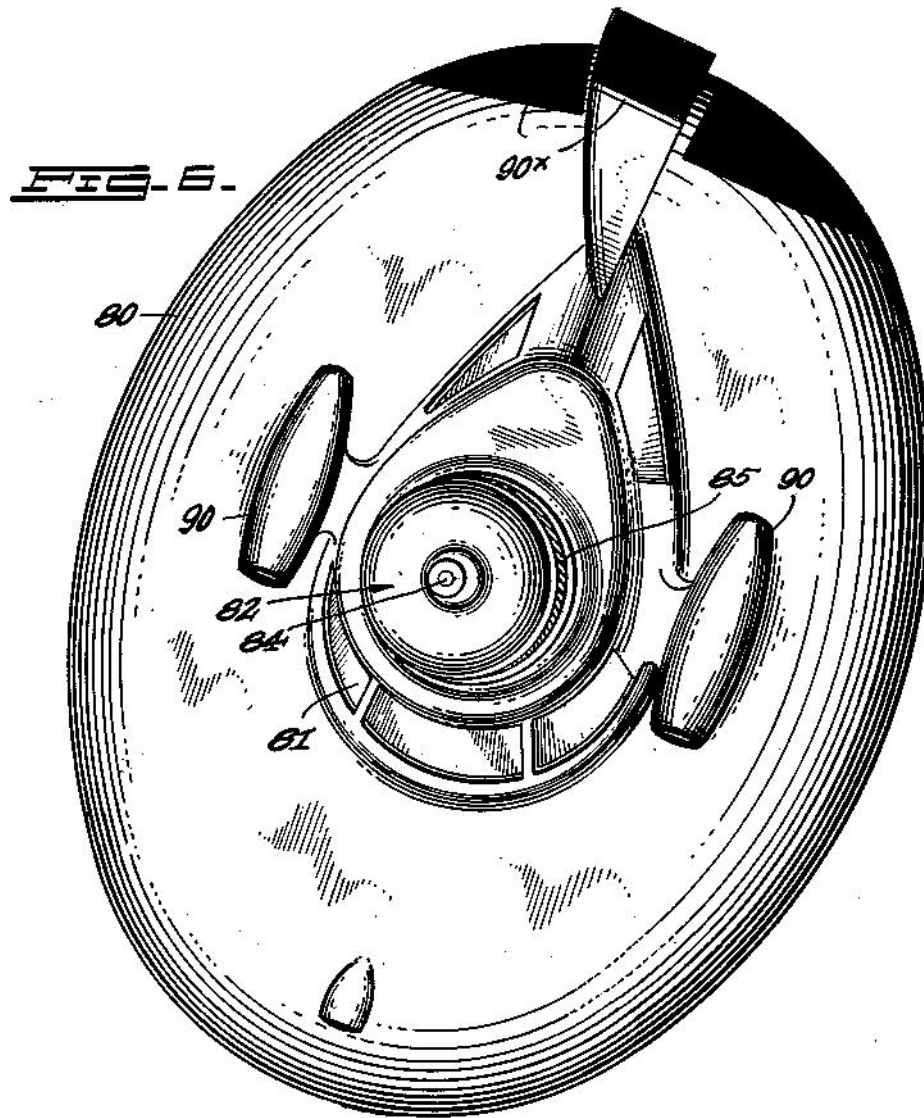
C.P. LENT

2 801 058

碟形飞行器

1950年12月6日提交

3 页-第 3 页



INVENTOR.
Constantin Paul Lent

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利局

1

2 801 058

碟形飞行器

纽约康斯坦丁·普莱森特

申请 1950 年 12 月 6 日，序号 200，531

6 索赔。(CI. 244-12)

本发明涉及碟形飞行器，更具体地说，涉及具有被称为“飞碟”的圆形或圆形身体轮廓的飞行器

本发明中描述的飞碟不是幻想领域的东西，而是一种遵循公认的空气动力学原理的非常实用的飞行器。它的运行模式允许它无限期地停留在空中，只要它的原动机有燃料供应。它可以在 5 到 50, 000 英尺或更高的任何高度悬停在地面上。它可以在领航员和船员的控制下横向移动。它可以载客。

在本发明中描述的碟形飞行器可用于商业运输，例如空中旅行、洲际和跨洋客运服务、通勤运输、邮件运输和递送以及城市和城镇的公共汽车服务。对私人飞机运营极其有用。

本发明中描述的飞碟可以达到极高的速度，并且其机动性非常大。它可以瞬间垂直上升，以超音速飞行。但它也能以极低的速度飞行，如果有必要，它可以以乘客电梯速度或更低的速度垂直起降。

飞碟安全易操作。万一发动机出现故障，它将通过其圆形机翼安全着陆，后者用作着陆降落伞。

迄今为止，比飞机和直升机等飞行器更重的物体依靠直翼或斜翼的空气动力学作用来产生理想的升力。在直升机中，旋翼桨叶在空气中旋转的空气动力作用产生升力。

在飞机上，包括机翼在内的机身通过往复发动机驱动的螺旋桨的向前拉力在大气中推进。在喷气式飞机上，向前的拉力是由喷气发动机中的气体反应产生的。在火箭驱动飞机中，向前运动是由火箭发动机中的气体反应产生的。飞机机翼的翼型在空气中流动时众所周知的空气动力学作用在机翼上方产生真空空间，在机翼下方产生气压空间。真空和气压的总和，产生垂直升力分量，使飞机的机翼和机身离开地面。这就是让飞机飞起来的原理。

在直升机中，过大的旋翼叶片具有类似于飞机机翼的翼型横截面。当转子的叶片通过其马达在空气中旋转时，在叶片上方产生真空空间，在叶片下方产生气压；两者之和产生垂直升力。这就是让直升机在地面上空盘旋的原理。在本发明所述的飞碟中，飞行器的圆形机身或圆形机翼的机身在其中心部分设有进气口或开口，以允许空气流动。有问题的气流从它下面的“机身”上方通过。空气的流动是通过螺旋桨或转子产生的

2 801 058

1957 年 7 月 30 日获得专利

2

由原动机驱动。空气通过车辆进气口的作用是双重的。首先，螺旋桨或转子的抽吸作用将飞行器提升到高处，其次，由此产生的气流被导向圆形机翼的翼型横截面。

总的来说，本发明提供了一种圆形结构，该圆形结构配备有禁止转载穿过所述结构的开口，并配备有用于产生气流并从其下方的所述结构上方引导气流的动力装置。这样产生的气流在圆形结构的顶面上形成真空，并在所述结构下形成气压。真空和压力的合力产生了垂直升力，使圆形机翼可以悬停或在导航器的指引下移动。

本发明的一个目的是为飞机提供一种圆形机翼，该圆形机翼设有产生垂直升力的动力装置。

本发明的另一个目的是提供一种圆形机翼飞机和产生垂直升力的动力装置。

本发明的另一个目的是提供一种圆形机翼飞机，其具有一个位于中心的开口，所述圆形机翼飞机类似于环形机身。

本发明的另一个目的是在所述圆形机翼机身的中心开口内提供动力装置。

本发明的另一个目的是在所述圆形机翼机身的位于中心的禁止转载开口内提供 pro- 30 成球装置。

本发明的另一个目的是提供一种圆形机翼机身，在所述圆形机翼机身的禁止转载位于中心的开口内设置有旋翼装置。

本发明的另一个目的是提供一种机翼结构和原动力的布置，以产生一股气流，该气流从所述飞机的上方吸入，并且其机翼将指向其下方。这个动作 40 产生垂直升力。

本发明的另一个目的是提供一种环形飞行器，其具有圆形 v/I 翼型横截面和使空气流通过所述机翼的装置。空气对所述 45° 机翼的空气动力学作用允许飞碟和环形飞行器不仅垂直上升，而且在领航员和船员的控制下无限期地在同一位置悬停或向侧面或任何其他方向移动。

50 本发明的另一个目的是产生空气流，并将其导向不同于直翼型的圆形翼型的内边缘。空气吹向圆形机翼内侧边缘的动作在机翼上方形成真空空间，在机翼下方形成气压空间，从而使所述机翼能够垂直起飞。

本发明的另一个目的是提供一种圆形机翼轮廓的机身，该机身在其中心包含一个空气入口或孔，圆形机翼相对于一组旋转的螺旋桨或空气转子是静止的，螺旋桨或转子位于所述空气入口附近，螺旋桨或转子的动作在圆形机翼中产生通过所述入口的气流。

本发明的另一个目的是在所述圆形机翼机身的开口内提供双作用螺旋桨装置。

本发明的又一个目的是提供一种圆形机翼结构和往复发动机装置 70 或电动机装置，以操作包含在通向所述机翼结构的开口内的螺旋桨或转子。

答。更远。目标..本发明的目的是提供一种圆形机翼结构和空气泵装置。找到了。在穿过所述圆形结构的开口内。

还是。本发明的另一个目的是。。提供 a。圆形机翼结构。。穿过的洞。通过。所述“结构、螺旋桨或转子”是指位于所述孔内。装备有挡板。引导水流。空气。从...进入所说的洞。以上。通过。那个。洞。所述机翼结构...。

还是另一个对象。本发明的目的是。提供一个圆形的。类似于甜甜圈的翅膀结构。单身。洞进来了。“中间部分”的；说。结构，'螺旋桨或空气转子'是指。。在那个洞里面。说洞。设有“挡板”。引导水流。空气。“进入”所述孔。靠墙。部分包括。说。打洞。说。机翼结构。

还是。另一个物体。本发明的目的是提供。圆形机翼结构。。包括。一个中心有一个开口的翼型，称之为机翼结构。类似甜甜圈形状。所述机翼具有位于所述开口内的“螺旋桨”或空气转子装置。圆形机翼。也提供了。内有一块挡板。所述■圆形开口‘用于引导’。空气进入。开口说道。从上面靠着所述翼型的内边缘。。

a 静止。本发明的另一个目的是■。提供一个圆形机翼20结构。说。结构。在横截面上。类似于。标准飞机机翼的横截面。或者机翼。

更进一步的目标。这个“发明”的目的是。提供。圆形机翼■包括。碟形结构。或者在所述结构中有更多的开口，动机意味着。在所述结构中。在所述开口内操作空气转子25或螺旋桨。

本发明的另一个目的是提供。标准机翼。机身。包括一个带有孔的甜甜圈圆形机翼。其中心、螺旋桨或转子位于所述开口内，并且“激励”意味着。操作。说。螺旋桨30或转子。

的又一个目的。这个“发明”是。提供。带有开口的圆形“机翼平面”。其包含螺旋桨或空气转子，以及操作所述螺旋桨的动力装置，所述机翼设置有方向控制装置，例35如方向舵和副翼。

更进一步的目标。本发明的目的是提供。环形机翼结构和着陆装置。以及启动所述结构。

本发明的另一个目的是提供。a. 环形机翼机身，所述机身上的着陆和起飞装置，所述'。包括橡胶轮胎的装置。或40者腿来吸收震动。着陆或者。发射所述机身。

本发明的另一个目的是提供一种装有禁止转载开口、螺旋桨或空气转子装置的圆形机翼。' 开口说道。。所述“螺旋桨”是指由所述机翼中的马达装置和喷气发动机操作。45'或螺旋桨动力装置。翼，所述开口内的所述马达装置有助于垂直提升。所述翼上的所述运动装置有助于横向运动。

进一步的对象。会被看到。变得明显。作为。本发明的说明书将继续进行。

参考。至数字:

图 1 是。的平面图。“飞碟飞行器”如图 6。

图 2 是横截面。通过。圆形机翼。手艺。取自图 2-2 线。

1. 图 3 是一个圆形飞碟的平面图。用...制作。横向延伸的55“导航舱”。飞船的整个宽度。

无花果；“4”是上的“横截面”。“图 1”的第 4-4 行显示了“导航舱”。

图 5 是穿过内侧边缘的横截面。的。这

空气。直接对着它产生空气动力学的真空。机翼的顶部。一个。它下面的气压。

图。图 6 是圆形飞碟飞行器的优选实施例的透视图。

5 更具体地参照图 1，它是一个平面图。更先进设计的飞碟飞机的视图。数字 80。该图标明了圆形机翼和 81。领航员舱。转子或螺旋桨装置

82 优选位于舱室 81 的顶部并被操作。当然。“往复式电机”指的是‘83，尽管也可以的任何其它的。电源可以是。用过。发动机装置 83。转动“垂直”轴 84。其固定在转子环上。“转子”是指。82. 转子环由数字‘85 表示。

参考‘图 2，“来自转子的空气意味着 0.85”

通过垂直通道 86 指向水平圆形..空气。经销商 87 和来自。然后在机翼边缘 80x /

从头到尾。那个。太空。下面 89 英尺，提供垂直升降。“喷气发动机”是指。(可以。也是。螺旋桨的意思是‘90° 用来。向前提供..运动..

方向舵装置 91 用于方向控制..在。这个特殊的例子是飞碟飞行器。降落在。被移出的着陆腿 82'。的。方式。什么时候？车辆正在飞行。

图 3。表演。一艘飞船。类似于。施工到。图中所示的“一”1' 和 2 但是。和.....a. 领航员舱 81 横向运行。那个。的整个长度。圆形机翼 0. 80。

图 4。是通过领航员舱 81 的截面图。在。线。图 1 的 4-4。显示更多细节。

那个。来自分配器 87' 的空气是。指向内侧边缘 80x。环形机翼 80。一部分空气因此“指向”边缘。传递了“80x”。那个。太空。88 英尺。是。形成于。上部。机翼 80 和。那个。分配器 87，而“另一部分”空气。“是”在下面传递。机翼 80 和空间。由分配器 87 和圆形翼形成。根据与“标准横截面”翼型相关的“空气动力学原理”，空气在机翼 80 上方“通过”，产生“真空”。机翼下的空气产生了。压力。那个。提供垂直升力的机翼上方的真空和机翼下方的气压之和。力或升力的大小取决于原动机的大小，即发动机的直径。空气转子。或者螺旋桨和速率。革命。

操作

更具体地参考图 1 和 2。1，2，.3、。4 和。5 包含，它。可以看到。那个。圆形机翼 80' 具有。位于中心的空气入口或开口。找到了。..在尊重方面。去机翼。机翼。80. 也有一个标准。翼型横截面此外。机翼边缘 80x 朝向。内部。rim。的。空气。“入口，”“o”和“o”两侧是空气。挡板构件。80xx-垂直~通过往复运动“旋转”的轴 84。发动机 83 在其上端固定在环上。85。的。空气，转子 82。空气转子环。85° 旋转。高的速度，太烂了。上面的空气。机舱。81. 穿过立柱。86 年的圆形通道。把它送到空气分配器。87。...

借助于。空气。挡板构件 80xx 空气被引向机翼 80 的边缘 80x。一部分。它的一部分穿过。由表面的上部产生的空间 88。■。翅膀。80 和。空气挡板。成员 80xx。创造。空气动力学真空；。的另一部分。空气。穿过空间。89 年由。机翼 80 的下表面。和挡板。成员 80xx，。在机翼下。产生空气动力压力。

那个。两者的总和。。空气动力学真空和。压力为飞行器提供垂直升力。

通过它的方向舵和副翼，飞行器

S

可以侧向机动和横向飞行。为了进一步便于侧向移动，提供了一对喷射马达 90。喷流的反作用使飞行器具有高度的横向运动和高度的机动性。螺旋桨也可以用来获得同样的效果。为了使飞行器着陆，着陆腿 83 由导航员随意延伸。当飞行器运动时，它们缩回。

现在已经描述了我的发明，我要求的是：

1. 一种圆形轮廓的飞翼机身，包括具有同心开口的盘状主体，所述机翼的形状在横截面上类似机翼；位于所述开口上方的飞行员座舱，穿过所述座舱的垂直空气通道，位于所述机翼下方的原动机装置，从所述原动机延伸并穿过所述座舱的垂直轴，位于所述座舱上方的空气抽吸装置，所述抽吸装置固定在所述垂直轴上并由其操作；所述原动机被固定到所述机翼上，所述原动机装置对所述空气抽吸装置的操作产生空气流以穿过所述机舱中的所述垂直空气通道，包括挡板装置以将来自所述通道的空气导向所述机翼的机翼横截面，从而产生垂直升力；发射所述机翼的起落架和在空中推进所述机翼的喷气发动机装置。

2. 一种飞行器，包括其中具有同心开口的翼型盘状主体；所述主体在靠近中心开口处具有较宽的部分，在靠近圆盘外边缘处具有较薄的逐渐变细的部分；位于所述开口上方的飞行员座舱、所述机器中的空气抽吸装置和操作所述抽吸装置的原动机、从所述原动机延伸至所述抽吸装置的垂直轴以及将所述原动机固定至所述机器的装置；所述原动机对所述吸气装置的操作产生一股气流，该气流穿过所述机舱中的垂直通道，并撞击所述主体的较宽部分。

3. 如权利要求 2 所述的相同结构:所述吸气装置包括一个空气转子，所述转子固定在所述垂直轴上并由所述轴转动。

4. 一种盘状碟形飞翼，包括一个圆形主体，一个穿过所述主体的开口，所述主体具有一个空气动力学上的翼型截面，该截面类似于穿过所述主体的标准截面

5. 一种飞机的机翼，在所述开口附近具有较宽的部分，在所述圆盘的外缘附近具有较薄的部分；位于所述开口上方的导航舱、穿过所述舱的空气通道、所述通道中的空气抽吸装置、垂直轴和原动机，所述空气抽吸装置固定到所述轴上，所述原动机旋转所述轴以操作所述抽吸装置，所述抽吸装置产生穿过所述舱中所述通道的气流，所述空气通道中的挡板装置将空气导向所述主体中的较宽部分以产生垂直升力，以及驱动飞行机翼向前的喷气发动机装置。

5. 如权利要求 4 所述的相同结构:和固定到所述主体下部的减震器装置，以便于安全着陆和下水
20 出发。

6. 如权利要求 4 所述的相同结构:以及在所述机舱中的控制装置，以允许飞行员在飞行中随意引导所述碟形飞翼穿过空气，所述装置是可操作的

25 连接到方向舵和副翼，用于方向和垂直控制。

在美国专利的本专利文件中引用的参考文献

D.162, 560 米勒 1951 年 3 月 20 日		
1,440,242	Porter	Dec. 26, 1922
1,660,257	Crespo	Feb. 21, 1928
1,846,125	La Fon	Feb. 23, 1932
1,911,041	Smyser	May 23, 1933
2,014,051	Nishi	Sept. 10, 1935
2,077,471	Fink	Apr. 20, 1937
2,377,835	Weygers	June 6, 1945

外国专利

40

221, 790 大不列颠 1925 年 11 月 30 日
406, 971 大不列颠 1932 年 6 月 1 日

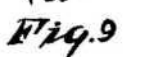
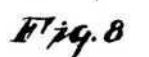
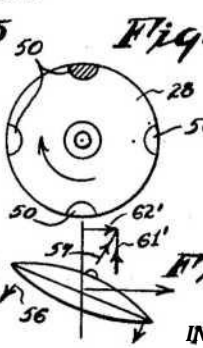
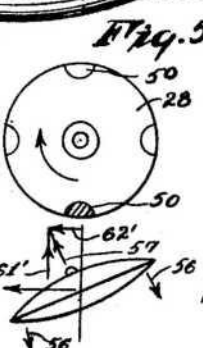
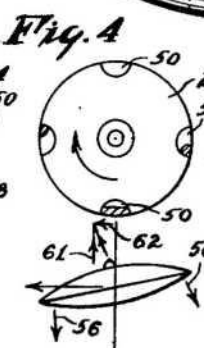
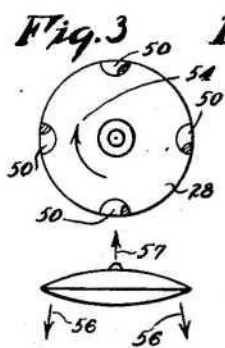
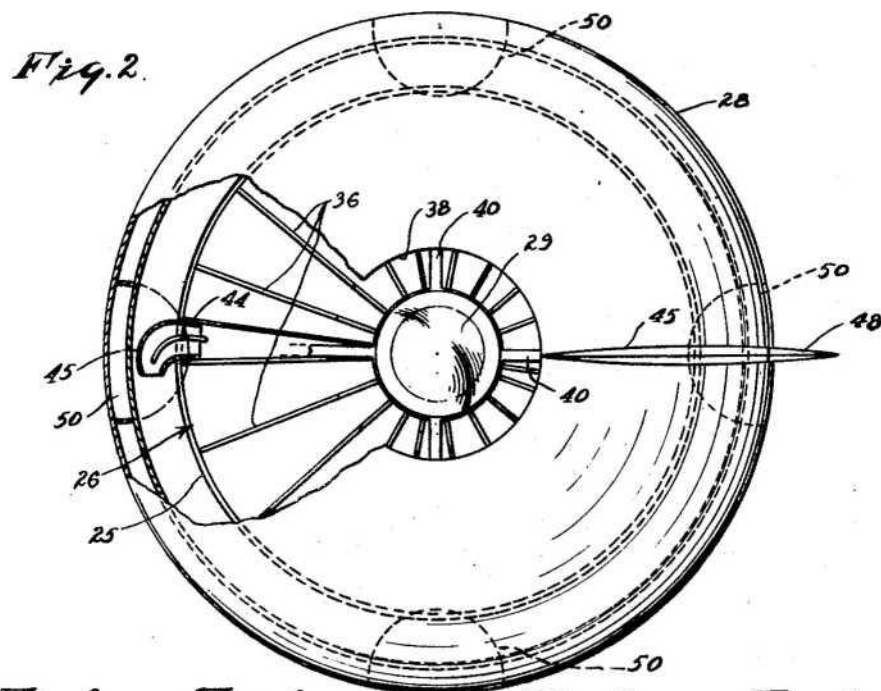
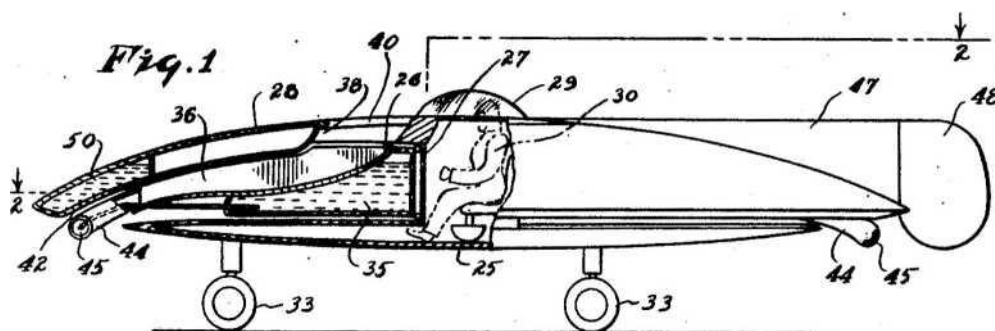
1957 年 9 月 24 日

M.W1BAULT

2 807 428

带有封闭式旋翼的飞机

1953 年 7 月 15 日提交 4 页-第 1 页



INVENTOR.

BY,

/vj.

律师

QQ475725346

禁止转载

1957 年 9 月 24 日

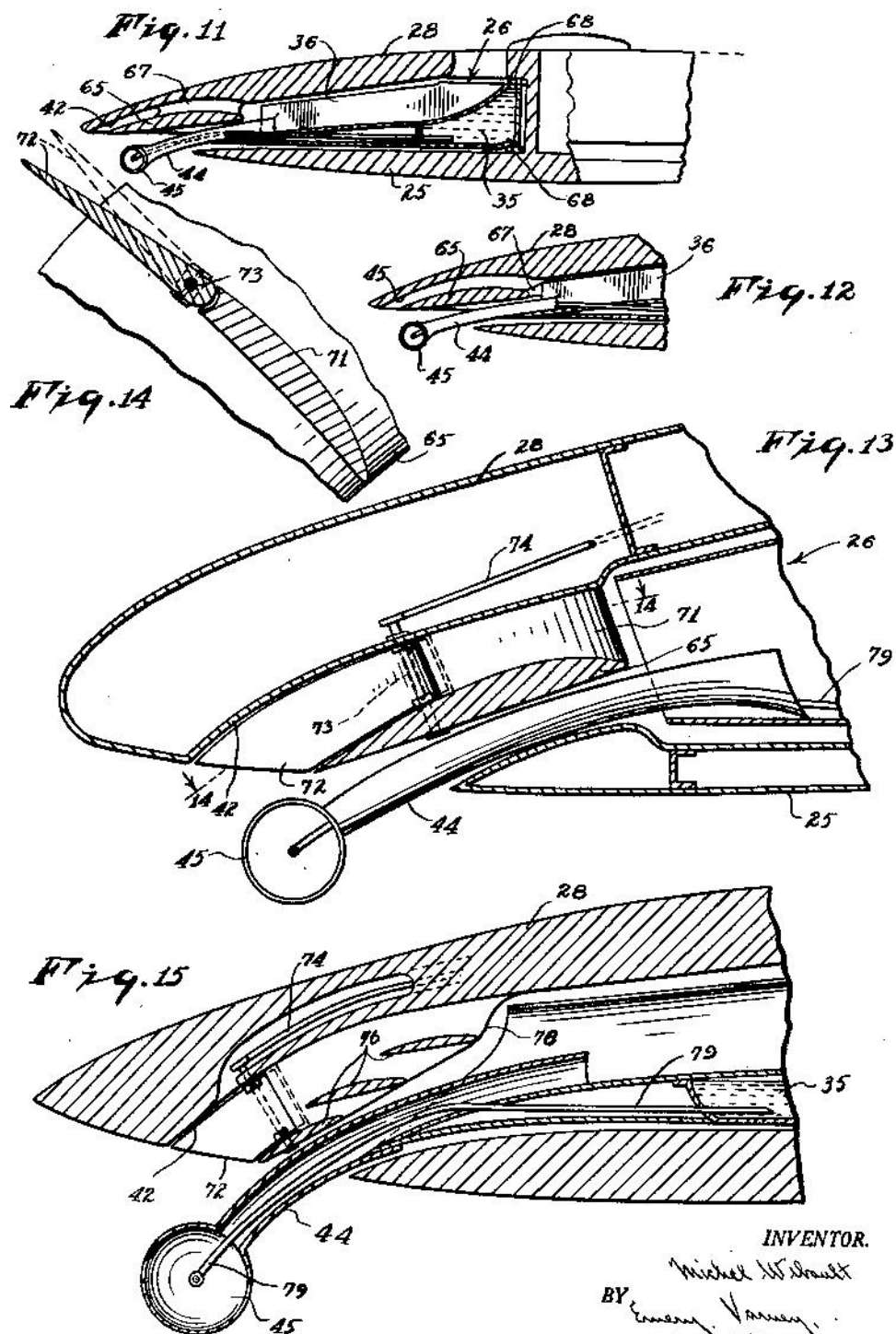
M.W1BAULT

2 807 428

带有封闭式旋翼的飞机

申请日期:1953 年 7 月
15 日

4 页-第 2 页



INVENTOR.

Michel W. Bault

BY Emory Varnum,
Whittemore & Dorr

QQ475725346

禁止转载

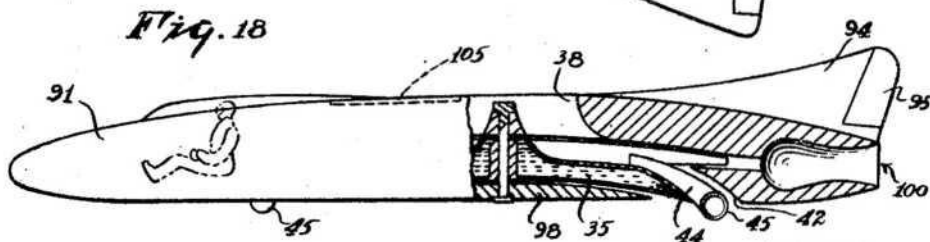
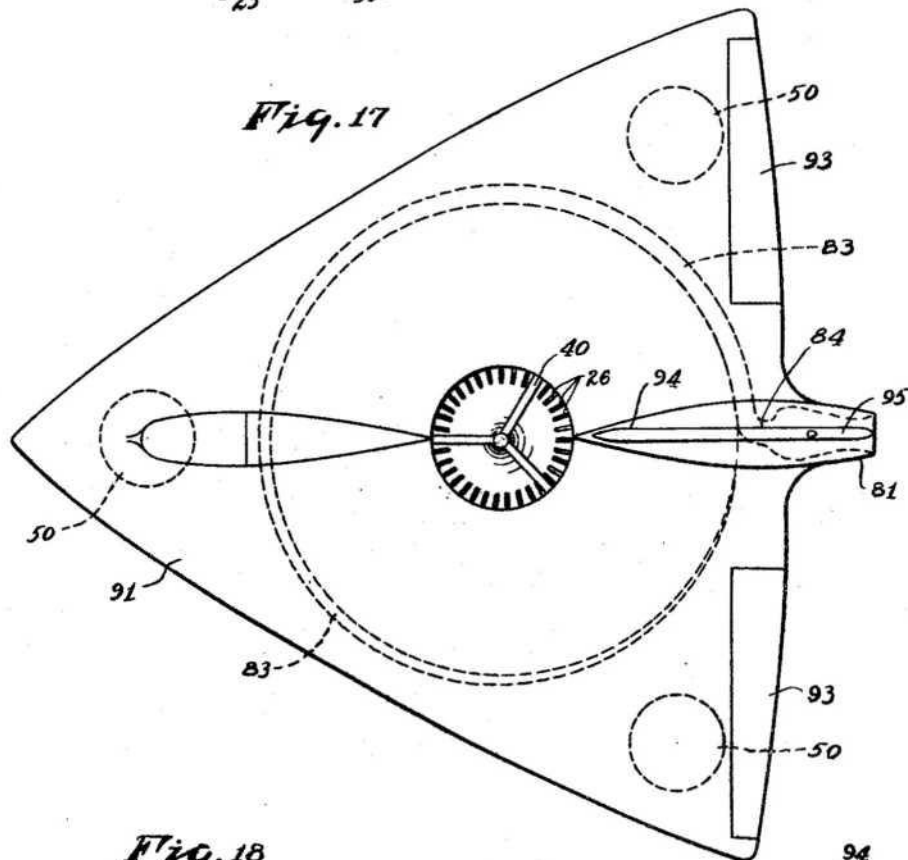
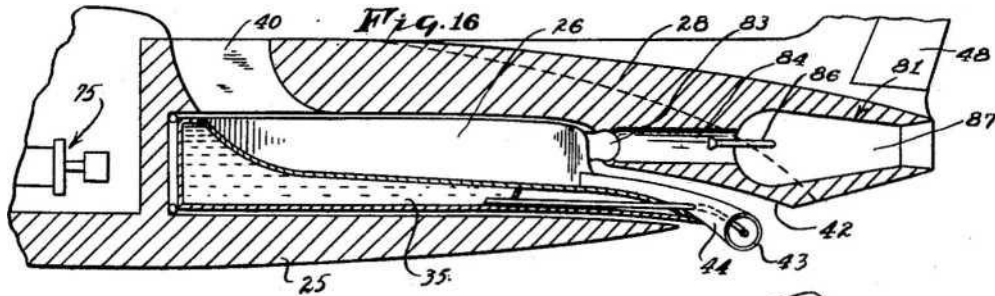
1957 年 9 月 24 日

M.W1BAULT

2 807 428

带有封闭式旋翼的飞机

1953 年 7 月 15 日提交 4 页-第 3 页



INVENTOR.

QQ475725346

1957 年 9 月 24 日

M.W1BAULT
带有封闭式旋翼的飞机

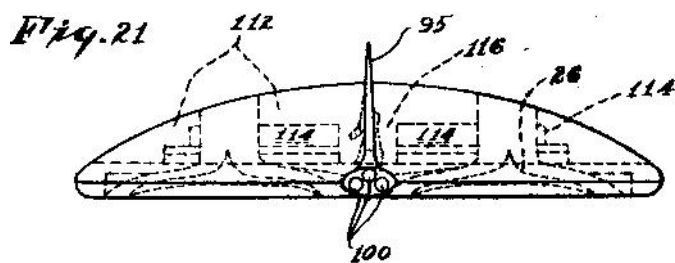
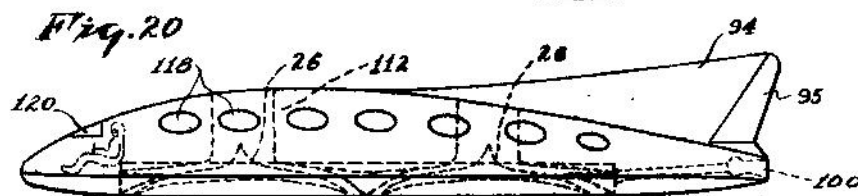
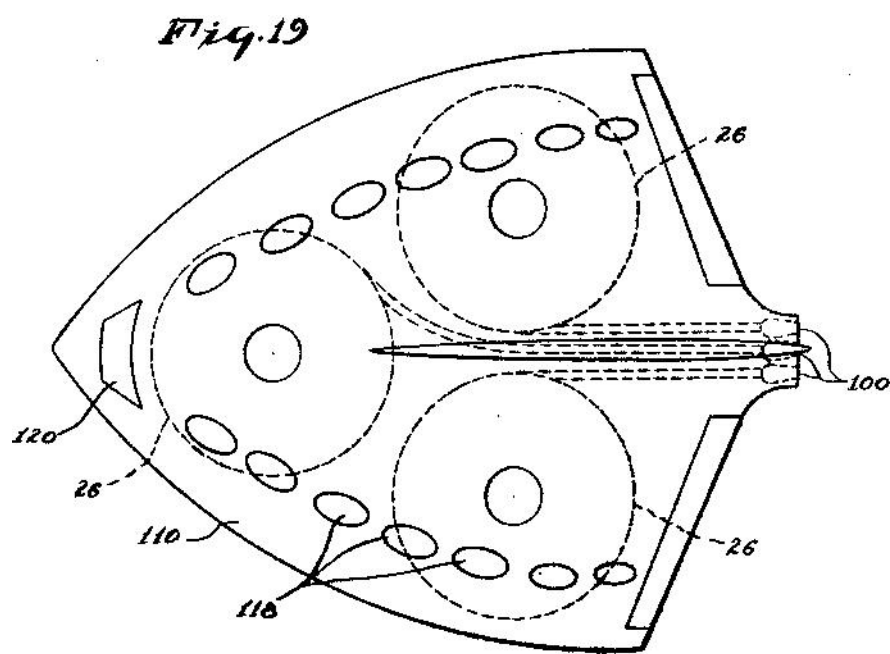
2 807 428

禁止转载

1957 年 9 月 24 日 M.WIBAULT
飞机。带有封闭转子

2 807 428

1953 年 7 月 15 日提交 4 页-第 4 页



INVENTOR.

YS 律师

QQ475725346

一个 ORET

2 807 428

带有封闭式旋翼的飞机

米歇尔·维博伊特，纽约。纽约州纽约市，转让方为纽约州纽约市维博兰公司，一家纽约公司

申请号 368, 046, 1953 年 7 月 15 日

22 索赔。(Cl. 244-23)

本发明涉及比空气重的飞机，属于一种新型飞机，我称之为“陀螺飞行器”，它具有飞机和直升机的飞行特性。

飞机和直升机各有特定的优点和缺点，这些优点是它们的类型所固有和特有的。例如，飞机可以在非常高的速度下驾驶，但是随着速度越来越高，机翼表面积已经减小，机翼载荷已经增加，结果是飞机设计为超音速，临界失速速度非常高，并且为了起飞和着陆的安全，需要具有非常长跑道的大着陆区域。当然，飞机不可能垂直升降或悬停。

后者是直升机的巨大优点和优势。但是直升机的最大缺点是它固有的速度限制。当单旋翼直升机垂直上升或下降时，升力中心位于或靠近有翼旋翼的旋转轴。然而，当直升机开始在水平方向上前进时，升力中心偏离旋转轴，并且随着前进速度的增加，升力中心越来越远离旋转轴，直到在某个临界速度时直升机将倾覆。为了克服这个困难，已经使用了多个转子，但是引入了多个转子。其他困难。

根据本发明的飞行器基本上包括安装在上部和下部互连定子元件上并完全封闭在其中的转子，定子元件承载禁止转载围绕转子外围延伸的环形翼型。转子安装成在垂直轴上旋转，并且优选地具有大型离心式鼓风机的性质。上部定子设置有进气口，该进气口优选地靠近或围绕转子的旋转轴线，并且转子设置有叶片或其他装置，例如圆盘，该叶片或其他装置加速空气并且以基本水平的方向或者以产生产生垂直升力分量的下洗的角度从外围向外排出空气。围绕转子外围的环形翼型位于从转子排出的空气的路径中，其布置使得作用在其上的空气动力的合力施加垂直升力。由于翼型完全位于上下定子内并被上下定子包围，因此它们受到保护不受飞机水平运动产生的气流的影响。因此，随着水平速度的增加，提升中心不会移动。

转子可以以任何合适的方式驱动，但是优选地由禁止转载喷射反应器驱动，以便消除如果转子由位于定子上的动力源驱动时会存在的扭矩。定子因空气摩擦而旋转的任何趋势

翼型，最好是可调的，位于从转子排出的空气的路径上。或者，它可以通过陀螺仪进行校正，或者在飞机达到足够的水平速度后，通过定子上的鳍和/或方向舵进行校正。

飞机可以多种方式水平推进。例如，转子的回转作用可用于产生飞机的倾斜，通过该倾斜可获得中等水平速度。■这也可以获得。通过与定子连接的常规空气动力学控制，或者通过改变禁止转载提升环的扇形角，或者也通过扼制通过转子或提升环的气流的扇形。然后，飞机将沿倾斜方向水平移动。可选地或补充地，飞机可以由螺旋桨、喷射反应器或安装在定子上的任何其他合适的装置推进。

在将本发明的原理应用于大尺寸飞机时，将发现利用多个旋翼比试图利用非常大直径的单个旋翼更有利。在这种情况下，通过适当选择转子的位置和旋转方向，定子旋转的任何趋势都可以大大消除。

定子的外部结构可以根据飞机的尺寸和设计用途的不同而不同。在小型单旋翼飞机的情况下，定子组件可以是圆盘形的，其外围边缘较薄，向机身方向加厚。相反，更具体地说，在高速船的情况下，静止组件优选为机翼的形式。在这种情况下，一旦飞机离开地面并以足够的速度水平推进，机翼的气动升力可以用来补充环形翼型的升力，或者在某些情况下可以完全取代它。在后一种情况下，门被用来阻挡转子的进气口，以防止定子的上部 and 下部之间的任何压力交换。在后一种情况下，环形翼型的升力仅用于从机场上升或下降。

因此，可以观察到，本发明的飞机结合了飞机和直升机的许多优点，同时消除了各自的一些缺点。因此，它可以垂直上升和下降，它可以悬停，但它也可以以非常高的速度水平移动。由于旋翼的陀螺效应，它在飞行中比飞机或直升机更稳定。

本发明的其他目的和优点将在下文中出现。

附图中示出了出于说明目的而选择的本发明的优选实施例，其中，

图 1 是部分剖开的侧视剖面示意图，示出了体现本发明的简单飞机；

图 2 是图 1 所示飞机的局部剖视俯视图；

无花果。图 3、4、5 和 6 是示意性的、缩小比例的俯视图，示出了为控制飞机配平而分配压载物的方式；

无花果。图 7、8、9 和 1(1)是侧视示意图，示出了压载物分布如图 1 和 2 所示的飞机配平分别为 3、4、5 和 6；

图 11 是类似于图 1 的视图，但是示出了本发明的第一修改形式；

图 12 是显示本发明的第二变型的局部详图；



2 807 428

1957 年 9 月 24 日获得专利

3

显示流向反应器喷嘴的气流和流向防旋转翅片的气流的视图；

图 14 是图 13 所示的一个防旋转翅片的俯视图；

图 15 是显示本发明的第三修改形式的放大垂直剖视图；

图 16 是显示射流的垂直剖视图。推进装置。用于获得水平飞行；

图 17 是本发明的第四修改形式的俯视图，其中上部定子是三角翼的形式；

图 18 是局部剖开的剖面侧视图。如图 17 所示；

图 19 是本发明的第五修改形式的俯视图，其中多个转子用在单个转子中。形状为弧形翼的定子；

图 20 是改进形式的飞机的侧视图。如图 19 所示；和图 21 是。后方。。图 2-3 所示飞机的正视图 19 和 20 年。

在其最简单的形式中，本发明的飞行器包括下定子 25、可旋转地安装在中心轮毂 27' 上的转子 26 和上定子 28。定子 25 和 28 通过轮毂 27 刚性连接。轮毂 27 是中空的，并且可以具有相当大的内径，以便为乘客和货物提供便利。在所示的结构中，在毂 27 的顶部有一个透明的转台 29，为飞行员 30 提供视野。

底部。定子 25 具有轮子 33 和可能需要的其它起落架结构。转子 26 具有用作燃料箱 35 的中空轮毂部分。该储罐最好是分段式的，或配有防喘振隔板。在燃料箱 35 上方，转子 26 具有径向延伸的叶片 36。在图 1 和 2 所示的结构中如图 1 和 2 所示，叶片 36 沿着转子的半径延伸，但是径向延伸的叶片可以在旋转方向上倾斜，或者与旋转方向相反。根据离心式鼓风机的常规实践。在上定子 28 中，在叶片 36 的内端上方有一个宽的环形开口 38；空气通过这个向下吸入 转子 26 的进气口 38。。作为离心鼓风机运行。

有横跨进气口 38 延伸的翼梁 40，用于将定子 28 的位于进气口 38 相对侧的部分刚性连接在一起。这些翼梁 40 是。优选为流线型，以便对流向转子 26 的气流提供最小的阻力。

上部定子 28 以运行间隙延伸穿过转子 26 的顶部。在所示的结构中，上定子 28 的外围部分延伸超过转子叶片 36 的端部。上定子 28 的轮胎下表面，在叶片 36 之外，提供了一个环形表面，用作飞机的升力环。由附图标记 42 表示的该环形表面或升力环向下倾斜，从而使来自转子 26 的空气偏转，并且该空气偏转提供了用于提升飞机的向上推力。当叶片上方的表面向下倾斜时，气流对该表面的压力会产生一个分量：。电梯。

下定子 25 和上定子 28 的外围部分之间的空间在整个飞行器周围是开放的。为臂 44 提供运行间隙，臂 44 从转子 26 上径向相对的位置伸出，超过下定子 25 并进入飞机下方的环境大气中喷射反应器 45 连接到每个臂 44 的外端，并且。这些反应器 45 驱动转子。26。

反应堆 45 的燃料由转子中的燃料箱 35 的离心力提供。。这些反应器 45 用于本发明的优选实施例中

4

因为它们提供了简单可靠的方法来驱动转子，而不需要齿轮或其他具有运动部件的机构。然而，在本发明的更广泛的方面中，反应器 45 仅仅是用于转动转子 26 的 5 个动力装置的代表，以通过入口 38 吸取辅助，并将空气排放到提升环 42，或者将结合本发明的某些修改形式描述的任何其他提升环结构。

上部定子 28 在其后端具有鳍片 47 和方向舵 48。有多个压载舱 50 位于围绕上部定子 28 的外围部分的成角度间隔的区域。图示的结构具有四个压载舱 50。这些足以

控制。飞机的配平，其方式将在下面描述，但是如果需要，可以使用四个以上的油箱。有导管连接压载舱 50 和泵或其他合适的装置，用于将液体压载物从一个舱移动到另一个舱。

从到目前为止所描述的结构来看，很明显，图 1 和 2 所示的飞机 1 和 2 能够像直升机一样垂直上升和悬停，因为它的升力不取决于水平速度。飞机也可以水平移动 25 以类似于直升机的方式，如果飞机的机头向下倾斜，使得由旋翼围绕飞机整个周边排出的环形气流具有净向后分量。然而，在水平飞行中，本发明的飞机不 30 经受升力中心的任何变化，如在直升机的情况下，因为转子 26 完全封闭在由定子提供的壳体内。封闭式旋翼的操作与飞机水平运动时一样，就像飞机悬停时一样垂直移动的。

图 3 示出了顺时针方向转动的转子，如箭头 54 所示，压载物在所有的舱 50 中平均分配。如图所示，飞机对称加载。如图 3 所示，飞机的轴线 40 基本上是垂直的，来自升力环的推力反作用力关于垂直轴线对称，如图 7 中箭头 56 所示。飞机的轴向推力直接垂直，如轴向矢量 57 所示。

由于旋翼 26 作为一个大的回转仪，任何倾向于使回转仪在飞机右侧向下倾斜的压力都会使回转仪的轴倾斜。

向后。陀螺仪一侧的力导致轴倾斜的现象。90% 的与施加的力成 50° 相位是陀螺仪的一个众所周知的特性。如图 4 所示，本发明利用了这一现象，当需要倾斜压载物的头部时，将压载物从右侧压载舱 50 转移到左侧压载舱 50。飞机坠落-

如图所示，向前飞行 55 度 8。

当飞机如图 8 所示倾斜时，环形气流 56 具有向后的分量，并且轴向矢量 57 相对于垂直方向倾斜一个角度，使得它具有垂直和水平分量，由 \vec{v}_{cc} 分别为 61 和 62，飞机向前移动。

为了获得更大的前进速度，飞机可以进一步倾斜，如图 2 和 3 所示 5 和 9。这是由。移动。所有的。压舱物进入右手。50 号坦克。

轴向推力分量 57 相对于垂直方向具有更大的斜率，因此产生水平矢量 62'。大于向量 62' 和升力向量 61'，该升力向量 61' 略小于图 8 中的升力向量 61。转子速度的增加将补偿

70° 减小升力矢量 61'，以保持飞行高度不变。

无花果。图 6 和 10 类似于图 1 和 2 除了整个压载物被转移到右手舱 50 和。那个。-。飞机的运动方向是向后 75°，而不是向前。矢量由下式表示

打开 OR ET

图 1 和图 2 所示的例子 3 到 10 被认为足以说明进入的方式。哪个修剪和方向。飞机的飞行可以静态控制。当需要高速向前运动时,除了来自转子的推力之外,还使用其它动力装置,这将结合图 16 进行解释。

这种结构还带有一个提升环 65。更有效地利用来自转子 15 上穿过的空气。当飞机在水平方向高速行驶时,“旋翼”输出 26' 的气流;还有。提升环 65 被成形为“利用伯努利效应从送的空气不能用于升力时,“旋翼”输出的全部空气可以提升到环 65 获得增加的提升力”。

图 13 示出了类似于图 11 的结构, 但是将提升环 65 连接到上定子 28 的叶片具有稍微不同的结构。在图 13 中, 叶片 71 以与来自转子 26 的空气流的排放方向相切的斜度延伸。叶片 71 的这个斜率。计算为上部定子 28 产生的扭矩等于或相反于空气摩擦和转子在轮毂轴承上的摩擦产生的扭矩。当飞机。没有使其鳍和舵“有效”的水平运动, 也没有提供其他方法来抵消这种影响, 定子有可能与转子沿同一方向旋转。这不仅是由于转子在定子轮毂上的机械摩擦造成的, 也是由转子切向排出的气流的运动分量造成的。

定子旋转的另一种方式是。通过提供陀螺仪 75(图 16)来防止 50 起落架相同的方式将反应堆 45 向上移动到机翼中。那个之间的环形放电空间。如果需要, 上定子和下定子可以以

图 19。显示了本发明的第五修改。在

如图7所示,多个转子26被封装在大机翼110内。该第五变型与图17所示的不同之处主要在于机翼的尺寸和多于一个转子26的使用。

在多旋翼飞机的情况下,如图5中所示。图19,转子的陀螺仪效应自我补偿,发生静态和空气动力学控制的正常情况。

如图19所示,三个喷射反应器100用于推进飞机。这些反应器中的每一个都由不同的转子26提供空气。图9和10所示的翼91和110图17和图19的优点是在旋翼之外和之上提供了用于容纳乘客和货物的空间。机翼19在旋翼上方有一个大的座舱112,15个座位114和一个中央过道116。座舱在其整个长度上具有窗口118,飞行员位于机翼110的前部,窗口120提供对前方和侧面的良好视野。

已经图示和描述了本发明的优选实施例和一些修改20,但是在不脱离权利要求中限定的本发明的情况下,可以进行其他修改。

我声称:

1. 一种比空气重的飞机,包括:定子组件,该定子组件包括隔开的上部 and 下部互连的定子元件;转子,该转子安装在所述定子组件上,用于在垂直轴线上旋转,所述转子位于所述定子元件之间,并且在由此形成的腔室内;所述转子上的装置,用于从转子的外围向外充入空气

在基本水平的方向上,环形空气箔围绕所述转子的外围,并且具有位于所述空气路径中的表面,并且向下弯曲,并且形成穿过飞机底部的开口35的上表面。

2. 一种飞行器,包括具有用于向下气流的开口的上定子、刚性连接到上定子的下定子、容纳在定子之间并在位置40处具有径向延伸的叶片以通过上定子中的开口向下抽吸空气并将空气向外排出的转子,以及

上定子下方的提升环表面,其形成穿过飞机底部的开口的上表面。

3. 一种飞行器,包括容纳在上定子和下定子之间的转子,上定子在转子中心上方具有穿过其中的开口,转子具有通过开口吸入空气并将其径向排出的叶片,以及位于上定子的一部分之下超过外围极限的环形提升环表面并且形成穿过飞机底部的开口的上表面。

4. 如权利要求3所述的飞机,具有通过支架连接到转子的喷射反应器,该支架从转子向外并向下延伸到吊环下方的位置。

5. 一种飞行器,包括定子组件、容纳在定子组件内的转子、连接到定子组件的环形空气箔片,该转子包括离心式鼓风机,该离心式鼓风机具有通过定子组件中的开口向下抽吸空气并且通过离心力向外排放空气的叶片,并且在该飞行器中气流向下弯曲并形成穿过飞机底部的开口的上表面。连接到转子的动力驱动机构,用于转动转子。

6. 一种飞机,包括定子组件、容纳在定子组件内的动力驱动转子,转子具有轮毂部分,该轮毂部分绕基本垂直延伸的轴线转动定子组件中的轴承,转子具有径向延伸的叶片,该叶片通过定子组件中的开口向下吸入空气

一轮毂周围径向排放空气的定子组件

9

通过旋翼,升力环的表面向下弯曲并形成穿过飞机底部的开口的上表面。

12. 如权利要求11所述的飞机,其特征在于一个升力环,该升力环是一个与环形开口的壁间隔开的环形空气翼其特征还在于在气流通过下部环形开口的路径上向上延伸的叶片,所述叶片延伸

与转子旋转轴线的半径成锐角,使来自转子的气流以一定角度偏转,该角度产生与转子旋转方向相反的反作用力,以防止定子组件沿与转子相同的方向转动。

13. 一种飞机,包括定子组件,定子组件中具有转子室,转子室具有中央上部开口和穿过飞机底部向下向外延伸的下部环形开口,转子室中的转子具有径向延伸的叶片,用于旋转转子以推动气流向下穿过中央上部开口并向外穿过下部环形开口的动力驱动机构,在下部环形开口中包括环形空气箔片的提升环,连接到定子组件并位于从转子排出的空气流的路径中的叶片,所述叶片从转子的旋转轴以锐角延伸到半径,其方向至少部分地用于抵消定子随转子转动的趋势

转子的部分和outward,动力驱动叶片的半径可以相对于所述半径成角度地调节,以补

用于转动转子的机构,以及提升环,该提升环包括在由转子排出的气流中连接到定子组件的环形空气翼,并且向下弯曲并形成穿过飞机底部的开口的上表面。

7. 一种飞机,包括定子组件,转子包括:离心式鼓风机,其具有在轴承上旋转的轮毂部分,由定子组件承载,绕基本垂直的轴线旋转;转子的径向延伸叶片,其完全容纳在定子组件内,处于通过定子组件中的开口向下吸入空气的位置;所述定子组件具有环形出口通道,该环形出口通道从转子的圆周附近延伸并从转子向下向外延伸,环形通道的上壁用作提升环表面,来自转子的气流被引导抵靠该提升环表面以将提升力传递给飞机,提升环的表面向下弯曲并形成穿过飞机底部的开口的上表面,以及转子的动力驱动机构。

8. 如权利要求7所述的飞行器,其特征在于,第二提升环包括位于出口的上壁和下壁之间的环形空气箔片,来自转子的空气通过该空气箔片排出,第二提升环通过叶片连接到其上方的“定子”组件,该叶片将第二提升环保持在与开口的顶壁成预定间隔关系的位置。

9. 一种飞行器,包括:其中具有腔室的定子组件;封闭在腔室内的转子,该转子包括离心式鼓风机,该离心式鼓风机具有绕基本垂直的轴线转动的毂部,并且位于由定子组件承载的轴承上,该转子还具有在由定子组件提供的腔室的上壁和下壁之间旋转的径向延伸的叶片;用于转子的动力驱动机构,该定子组件具有位于转子毂部上方的入口开口,该入口开口位于向叶片供应空气的位置,并且还具有一从叶片的外部界限开始的区域向外和向下延伸的环形出口开口,以及至少一个连接到叶片并位于定子组件的空气出口和来自转子的气流中的环形提升环,提升环的表面向下弯曲并形成穿过飞机底部的开口的上表面。

10. 一种飞行器,包括定子组件,该定子组件中具有腔室,该腔室在顶部具有中心开口和环形下部开口,该环形下部开口中具有提升环表面,提升环的表面向下弯曲并形成穿过飞行器底部的开口的上表面;容纳在腔室内的转子,该转子包括离心式鼓风机,该离心式鼓风机具有轮毂部分,该轮毂部分绕基本垂直的轴线转动定子组件上的轴承,并且具有径向延伸的叶片,该叶片推动空气流从中心开口穿过下部环形开口;转子轮毂部分内的燃料箱,以及用于转子的动力驱动装置,包括通过框架连接到转子的喷射反应器,该框架从叶片向外并向下延伸穿过环形下部开口,从而将反应器定位在飞机下方的环境大气中,以及燃料管线,燃料通过该燃料管线通过离心力从燃料箱供应到喷射反应器。

11. 一种飞行器,包括:定子组件,其中具有腔室,该腔室具有中心上部开口和环形下部开口;转子,该转子封闭在腔室内,并且包括离心式鼓风机,该离心式鼓风机具有径向延伸的叶片,以从上部开口抽吸空气,并且通过环形下部开口向下和向外排放空气;转子的动力驱动机构,该动力驱动机构包括通过从喷射反应器向内和向上延伸并延伸到转子的支撑件连接到转子的喷射反应器;以及提升环,该提升环包括在排放的空气流的路径中的环形空气箔片

2 807 428
3
补偿倾向于转动定子组件和转子的摩擦力的变化。机翼具有用于在水平飞行中操纵的控制表面。

- 0
14. 根据权利要求 13 所述的飞机，其中提升环成环形空气箔片，该空气箔片位于与腔室隔开的下部环形开口中，并与开口的上壁隔开，叶片包括将提升环连接到定子组件 35 的固定部分和可移动部分，该可移动部分可移动到不同的角度。所述半径的横向位置用于在一个方向上产生不同程度的反作用力，以补偿定子组件随转子转动的趋势。
- 40
15. 一种飞行器，包括具有径向延伸叶片的转子、用于转子的动力驱动机构、具有轴承的定子，转子在该轴承上绕基本垂直的轴线转动，环形提升环包括定子的底面在来自转子的气流中，其形状使气流沿产生升力的方向偏转，并形成穿过飞机底部的开口的上表面；多个其它环形升力环，其与定子的底面间隔开并相互间隔开，但都位于来自转子的气流的 50° 路径中，并且都成形为使气流偏转穿过飞机底部的开口并沿产生升力的方向偏转。
16. 一种飞机，包括上定子、下定子、位于定子之间的转子，转子具有径向延伸的叶片，叶片通过上定子中的开口向下吸入空气，并通过环形出口向外向下排出空气。在上定子和下定子之间的飞机底部，以及包括上定子的环形底面的提升环，该环形底面包括环形出口的顶壁，该顶壁成形为向下偏转空气为了产生升力，第二升力环包括与环形出口的顶壁向下间隔开的空气箔片，该空气箔片连接到转子上，以便作为一个单元 65 与其一起旋转，另一个升力环的内边缘位于转子叶片的外尖端附近。
17. 一种飞机，其具有上部定子■其中具有用于空气向下流动的开口，刚性连接到上部定子的下部定子，包括位于其间的 cen- 70 三叶鼓风机的转子。定子和由此封闭的转子具有旋转的轮毂部分由定子承载并围绕基本垂直延伸的轴线的轴承、^-"fotor 轮毂内的燃料箱、用于转子的动力驱动机构，包括。75

本专利文件中引用的参考文献
美国专利

1,021,116	Ure	Man 26,	1912
1,660,257	Crespo	Feb-	1928
1,724,226	Sorensen	Aug. ,	1929
1,908,212	Alfaro	May S	1933
2,008,464	Nishi	July 16»	1935
2,077,471	Fink	Apr 20«	1937
2,468,787	Sharpe	Myy 3,	1949
2,485,502	McCollum	Oct 18 ,	1949
2,567,392	Naught	Sept. 11 ,	1951
2,670,049	Christie	eeb. 23,	1954

外国专利

5421249 法国 Jnec 2, 9222

一个或的 ET

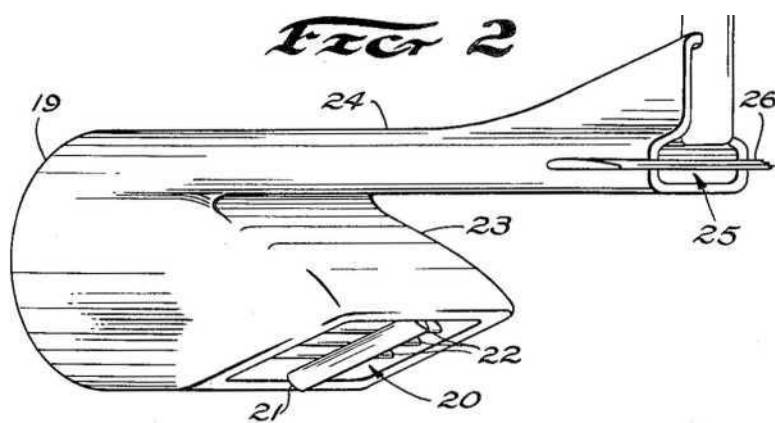
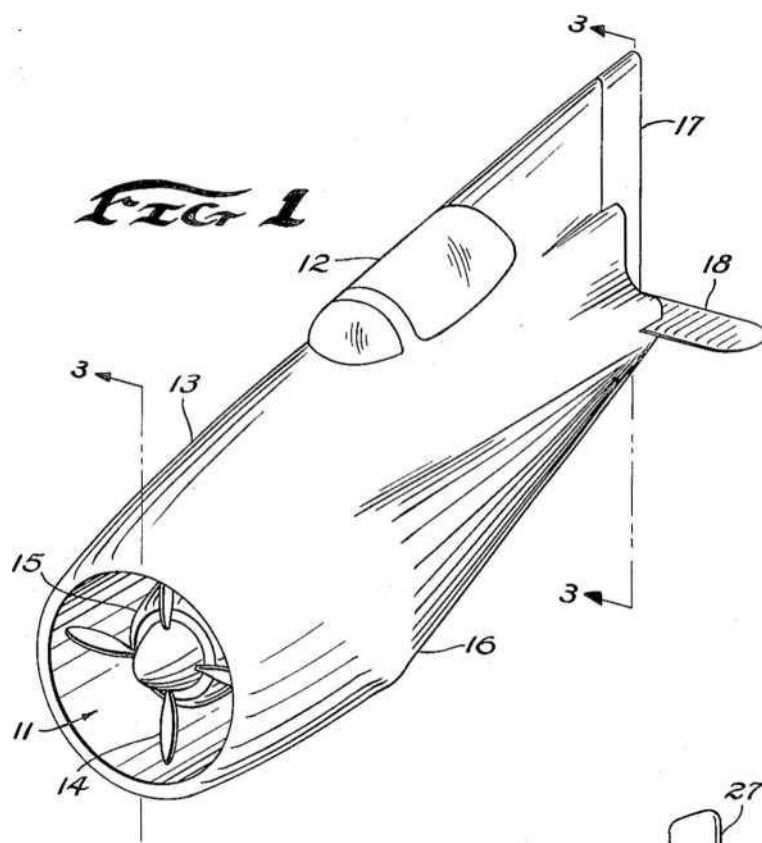
10

- 通过离心力从转子中的燃料箱供应燃料的喷射反应器、通过其向反应器供应来自转子的空气的空气导管、以及提升环，该提升环包括环形空气箔片，其内边缘位于转子叶片的外尖端附近，并形成穿过飞机底部的开口的上表面，以在“方向”上偏转来自转子的空气流，从而产生升力。
18. 一种飞机，包括:定子组件，其中具有腔室；转子，容纳在腔室内，并具有径向延伸的叶片，用于通过定子组件中的开口向下吸入气流，并通过定子组件底部的环形出口通道向外和向下排出空气；转子的动力驱动机构；来自转子的气流中的提升环；提升环的表面向下弯曲，并形成穿过飞机底部的开口的上表面，以及用于在基本垂直于转子轴线的方向上产生反作用力的其他动力装置，用于传递。飞机的水平运动。
19. 如权利要求 18 所述的飞机，其特征在于，其它动力装置包括一个由转子提供空气的向后导向的反应堆。
20. 一种飞行器，包括:定子组件，其中具有腔室；转子，封闭在腔室中，并包括离心式鼓风机，该离心式鼓风机通过定子组件顶部的开口向下吸入空气，然后通过定子组件中的通道排出空气，并通过所述定子组件底部的出口开口以环形流向下排出空气，通道中的环形升力环，位于偏转气流的位置，其形状使气流在产生垂直上升升力的方向上偏转，定子组件构成机翼，当飞机以相当大的速度水平飞行时，该机翼用作产生升力的气翼部分，机翼足够厚以包括旋转室，以及连接到机翼的控制表面，用于在水平飞行中操纵飞机。
21. 一种飞机，包括其中具有腔室的定子组件，封闭在每个所述腔室中的转子，每个转子包括离心式鼓风机，该离心式鼓风机通过定子组件顶部的开口向下吸入空气，然后径向排出空气，以及围绕每个鼓风机的提升环，该提升环向下弯曲并形成穿过定子组件底部的通道开口的上表面，以在产生提升的方向上偏转气流。
22. 如权利要求 21 所述的飞机，其中定子组件构成机翼，当飞机以相当大的速度水平飞行时，该机翼用作产生升力的气翼部分，并且其中机翼足够厚以包括容纳转子的腔室，并且其中

1959 年 12 月 22 日

流体持续和流体推进飞机

1956 年 8 月 24 日提交, 3 页-第 1 页



INVENTOR.

/TLEX/Q^OEP: /VI .L/PP/SCH

BY

Marion Moody

/9 7- TOR /" > /.

LIPP 时间 1959 12 22 日 上 午 2, 918, 230 瑞士法郎
流体持续和流体推进飞机
1956 年 8 月 24 日提交 3 页-第 2 页

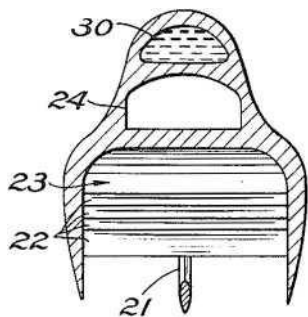
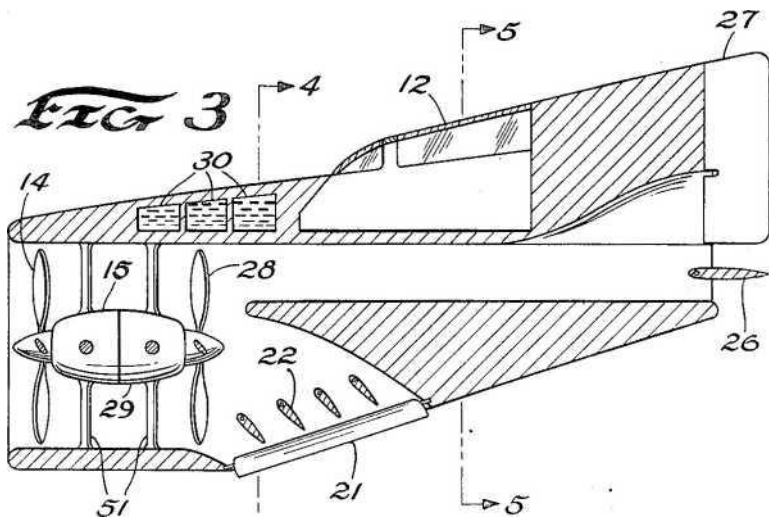
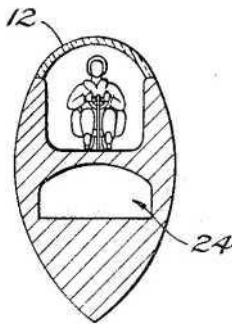


FIG 4

FIG 5



INVENTOR.

PLEX[^].VOER M. LIPPISCH
BY,

Q T top> e. v

禁止转载

1959 年 12 月 22 日

流体持续和流体推进飞机

1956 年 8 月 24 日提交 3 页-第 3 页

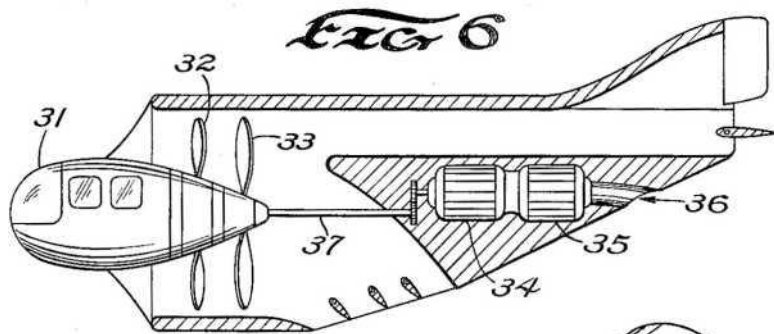


Fig 7

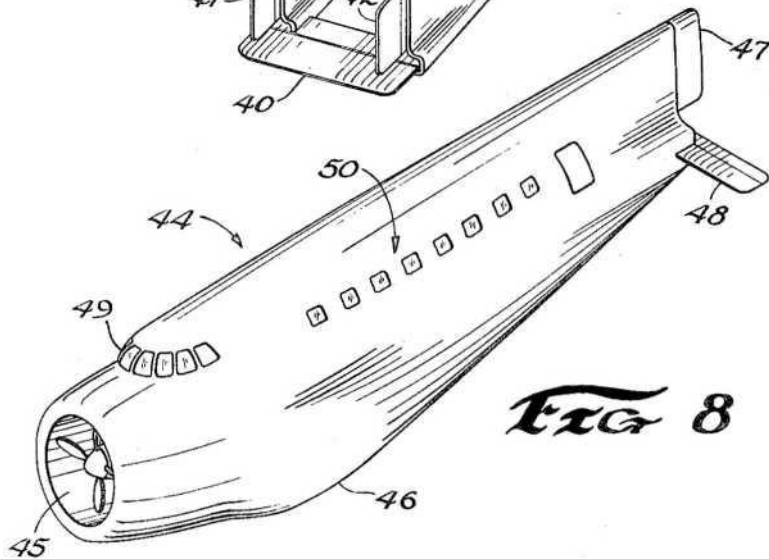
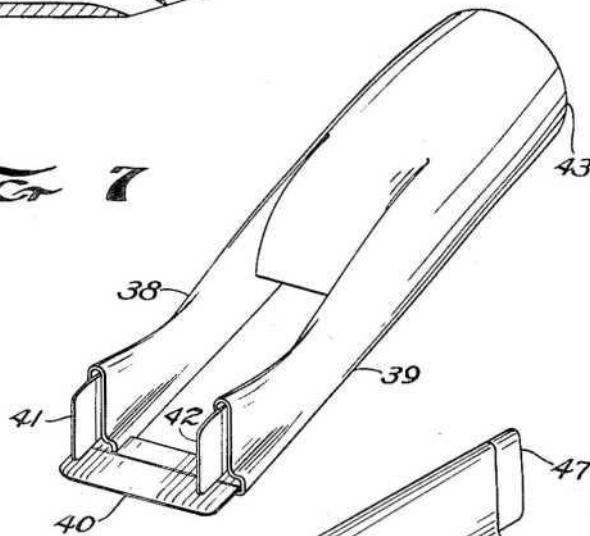


Fig 8

INVENTOR.

经过

Martin Moody

19 7~ 10f? XE y

美国专利局

1

2 918 230

流体持续和流体推进飞机

爱荷华州锡达拉皮兹市亚历山大·利皮什转让给爱荷华州锡达拉皮兹市柯林斯无线电公司

申请 1956 年 8 月 24 日，序列号 606, 059

2 索赔。(Cl. 244-23)

本发明涉及无翼飞机，尤其涉及具有封闭在空气导管内的螺旋桨的飞机。空气导管和相关叶片根据悬停、垂直飞行或向前飞行的需要引导气流。

空运货物和客运服务的直升机已在大都市地区使用。直升机是复杂的，因为螺旋桨叶片的轮毂需要齿轮传动，以在旋转过程中改变螺距。直升机的速度是有限的，因为当飞行器的前进速度接近桨叶的旋转速度时，由水平桨叶提供的升力在飞行器的一侧减小。当直升机停放在有限的空间内时，直升机上所需叶片的大小本身就是一个问题；例如，在屋顶直升机场。

本发明的目的是提供能够垂直飞行、悬停或水平飞行的简化飞机。

另一个目的是为飞机提供带罩螺旋桨，以提高效率。

另一个目的是在分叉管道中提供单个空气推进系统，该系统引导两个气流，其中一个气流被向下和向后引导，以在飞行器的重心处提供升力和推进力，而另一个气流从飞行器的后部被引导，以便容易地改变姿态。

另一个目的是在飞机中的导管出口处提供空气偏转叶片，用于通过使用传统的控制装置来控制飞机的姿态。

另一个目的是提供一种飞机中的布置，其中驾驶舱在螺旋桨的前面，从而获得广角可见度和声音的减小。

通过参考附图研究以下描述，可以更容易理解本发明的目的和所附权利要求，其中：

图 1 是利用本发明气流系统的小型飞机的前斜视图；

图 2 示出了本发明的空气导管及其相关控制服务的后斜视图；

图 3 是图 1 所示飞机的横截面侧视图；

图 4 是沿图 3 的平面 4-4 截取的横截面视图；

图 5 是沿图 3 的平面 5-5 截取的横截面视图；

图 6 示出了飞机的侧视截面图，为了示出本发明的修改，该侧视截面图被部分切除；

图 7 示出了具有多个后控制部分的空气导管的倾斜后视图；和

图 8 是使用本发明气流系统的客机的前斜视图。

*一般来说，本发明的各种飞行器中的每一种都利用空气导管来获得提高效率

2 918 230

1959 年 12 月 22 日获得专利

2

以获得对飞机的有效控制。空气导管的前部可以是圆柱形的，具有面向前方的开口。位于圆柱形导管内的空气推进系统产生提升、向前推进和控制所需的空气流。

空气导管被分成靠近重心的向下和向后突出的部分，用于提供升力和向前的推力，以及禁止转载延伸到飞机后部的部分，用于引导气流越过升降舵和方向舵。可控升降舵和方向舵使气流偏转，根据需要改变飞机的姿态。虽然附图中的飞机没有显示起落架，但是应当理解，传统的起落架用于这里描述的飞机。

图 1 显示了一架使用分叉风道的小型飞机。飞机包括空气导管 11、所需的动力设备、燃料箱和驾驶舱 12，所有这些都 被外壳 13 包围。空气导管的前部是一个圆柱体，它基本上是水平的或者向前稍微向上倾斜。导管的前开口面向前方，优选略微向上。螺旋桨 14、螺旋桨壳体 15 和 pro- 25 螺旋桨驱动装置安装在水平圆筒内。当空气导管向后延伸时，它被分成两部分。空气导管的较大部分指向下方和后方，用于迫使空气从飞机中部 16 底部的开口排出。空气导管的较小部分或控制部分指向后方，用于将空气排放到方向舵 17 和升降舵 18 上。

图 2 显示了图 1 所示飞机的空气导管和控制叶片。空气导管 35 包括前圆柱形部分 19，其轴线基本上平行于飞机的纵向轴线。该圆柱形部分在飞机中心附近分开，以形成向下和向后的中间部分 23，该中间部分 23 可以具有矩形开口 40，以及延伸到后部的较小水平部分 24，该水平部分 24 具有后部开口 25，用于引导气流越过升降舵 26 和方向舵 27。气流从底部开口 20 的流动方向由翻板 21 和偏转叶片 22 在很宽的角度上控制。这些叶片由飞机上常用的控制装置控制。对于垂直或悬停飞行，水平叶片被设置用于向下偏转气流，对于水平飞行，叶片被设置用于以倾斜方向 50 向后和向下引导气流。可以控制滚转襟翼 21 使气流侧向偏转，以控制飞机的滚转。仅通过位于中心的底部开口来控制飞机将是困难的。为了增加重心 55° 左右的扭矩，便于改变飞机的姿态，包括了空气导管的后部 24，用于引导气流通过方向舵和升降舵。

这些后操纵面以通常的 60° 方式工作，对于改变飞机的姿态非常有效，因为在操纵面上气流速度很高。

空气导管在图 3 所示的飞机剖面图中清晰可见。反向旋转的 pro- 65 造粒机 14 和 28 安装在管道的前水平部分。用于驱动螺旋桨的发动机 15 和 29 通过径向支撑杆 51 安装在飞机的主框架上。汽油箱 30 显示在空气导管上方的向前位置，旋塞 70 号凹坑 12 显示在汽油箱后面和空气导管上方。

在图 4 中示出了图 1 的剖视图

一个或一个以上

3 在 4-4 飞机上。该视图显示了汽油箱 30 在导管后部 24 上方的位置，并显示了空气导管的较大部分 23。

在图 5 中示出了沿图 3 的平面 5-5 截取的横截面视图。在该视图中，驾驶舱 12 显示在空气导管的后部 24 上方。

在图 6 所示的局部剖面侧视图中示出了本发明的修改。这种改进包括分叉的空气导管，它为飞机提供了有效的控制，如图 1 所示的 air-10 飞机。在这次改装中，驾驶舱 31 位于反向旋转螺旋桨的前方

32 和 33，涡轮螺旋桨发动机 34 和 35 位于飞机后部附近。通过将发动机定位在飞机的后部附近，废气通过短导管 36 被引导到飞机的后部。来自发动机 34 和 35 的动力通过轴 37 传递给螺旋桨 32 和 33。

除了获得与分叉空气导管相关的效率和控制特性之外，图 6 所示的改型还在螺旋桨之前提供了机舱空间，以便非常有效地隔绝噪音。发动机在飞机后部的位置允许气体容易地排出，并提供可能来自 205 排气的额外推力。

图 7 所示的空气导管利用两个向后延伸的部分来引导气流越过控制表面。具有这种结构的导管可以很容易地用在类似于图 1 和图 6 所示的飞机上。在这个例子中，来自后导管 38 和 39 的空气被引导经过电梯 40。如果需要，后导管的出口可以具有如图 2 所示的倒 T 形，使得方向舵 41 和 42 处于从导管供应的气流中。as 3；如图 2 所示，圆柱形部分 43 具有前开口，并与向下和向后的中间部分连接。

图 8 显示了一种利用分叉空气导管的细长流线型客机。飞机 44 具有空气导管，该空气导管具有前开口 45、向下和向后的开口；在中间部分 46，和一个倒 T 形开口，用于在方向舵 47 和升降舵 48 上排气。空气导管的后部略微向上倾斜，以获得更好的俯仰稳定性。驾驶舱 49 和客舱 50 位于飞机顶部附近。

在本发明的飞机起飞期间，位于较大排气口中的偏转叶片由用于向下偏转气流的常规控制装置定位。此外，升降舵和滚转襟翼的位置也是稳定飞机所需要的。向下的气流使飞机垂直上升，直到达到所需的高度，然后开始水平飞行。然后操作传统的控制器，将偏转叶片定位在较大的空气导管中，以向后和向下引导气流。向下的矢量提供支撑飞机所需的升力，向后的矢量提供推动飞机向前的推力。

在向前飞行时，偏转叶片相当于传统机翼型飞机的配平翼。偏转叶片设置为在平均飞行条件下提供所需的升力，以便保持水平飞行。用于确定飞机高度的小修正由较大空气导管排气口处的滚转、襟翼和后空气导管倒 T 形开口处的方向舵和升降舵提供。从方向舵上方的后风道流出的气流

和升降舵使得这些控制表面在响应常规控制系统的操作而改变飞机姿态方面特别有效。

通过使用带罩螺旋桨，本发明的飞机比使用不带罩螺旋桨的飞机提供更大的单位马力升力和推力。本发明的空气导管提供了两个独立的气流。飞机重心附近排出的较大气流提供了大部分升力和推进力；在飞机后部排出的较小气流提供了有效的控制，也有助于推进。后控制空气导管不必平行于电弧飞行器的纵轴。向后导管或控制导管向飞机后部略微向上倾斜，可以提供良好的俯仰稳定性。

本发明的飞机的飞行速度不仅通过提高螺旋桨的效率来提高，而且通过减小由大机翼表面引起的阻力来提高。以前能够低速着陆的飞机：有大的机翼或大的水平螺旋桨叶片。在目前的飞机中，由于没有机翼，前部轮廓已经大大缩小。由带罩螺旋桨提供的阻力减小和推力增加确保了高速向前飞行。

尽管本发明已经参照其特定实施例进行了描述，但是本发明并不限于此，因为可以在由所附权利要求限定的本发明的全部预期范围内进行改变和修改。

声称的是：

1. 一种具有细长机身的无翼飞机，该机身具有机头和后端，所述机身包围空气导管，所述空气导管具有从所述机头的前部入口向后延伸的主要部分，并分成横向延伸到侧部出口的第一分支和纵向延伸穿过机身到达后部出口的第二分支，所述机头的基本上所有横向横截面积都是所述主要部分的入口，所述第一分支比所述第二分支大得多，空气推进装置安装在所述主要部分内，可控空气偏转叶片安装在所述出口内。

2. 一种无翼飞机，包括细长的流线型机身，所述机身的壁限定了空气导管，所述空气导管具有入口、侧出口和多个后出口，所述入口在所述机身的前部面向前，并且在所述飞机的前部轮廓中占主导地位，所述空气导管具有从所述入口向后延伸并分成多个分支的主要部分，所述分支之一具有相当大的横截面积并且逐渐弯曲

侧向终止于所述侧出口，所述分支的另一个“■”具有比所述一个分支更小的组合横截面积，并且纵向延伸穿过所述机身，终止于相应的所述尾部出口，安装在所述主要部分内的空气推进装置，以及安装在所述出口内的可控空气偏转叶片 60。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

65 2, 444, 318 警告 1988 年 6 月 29 日

外国专利

427, 017 大不列颠安。9, 1934

865, 323 法国 eeb。44, 1441

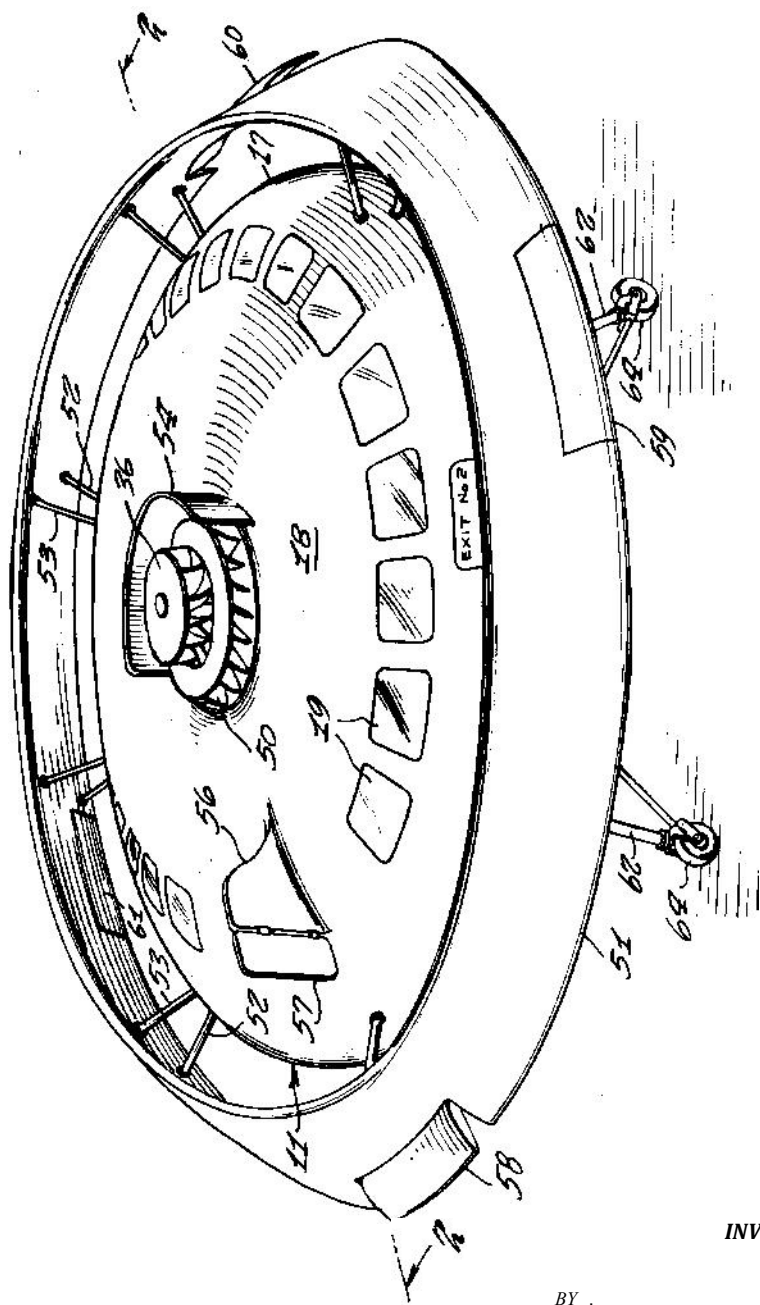
QQ475725346
禁止转载

年 3 月 8 日。1960 W. R. MELLEN

环形飞机

1956 年 5 月 29 日提交

4 页-第 1 页

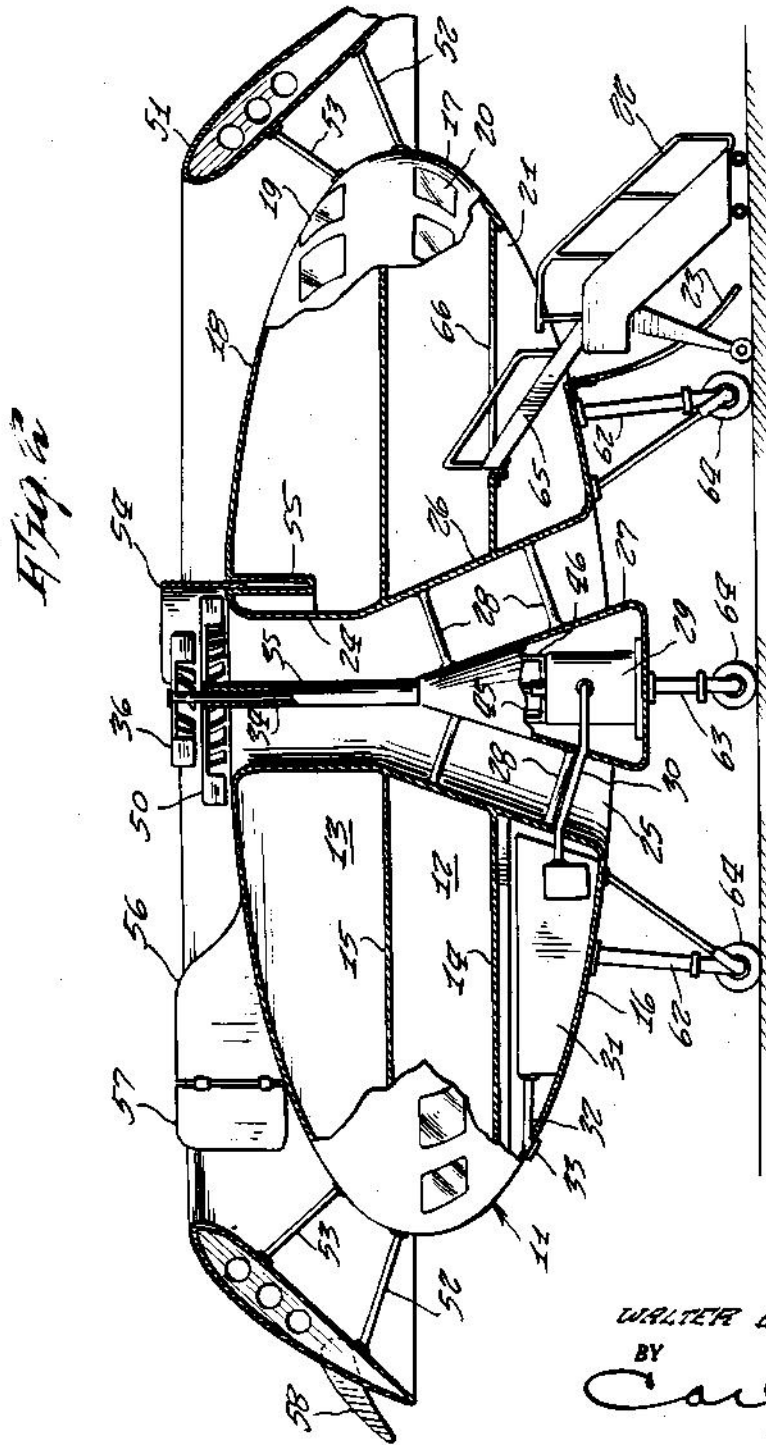


INVENTOR.

BY t.

rKcj j2a>tJ

禁止转载



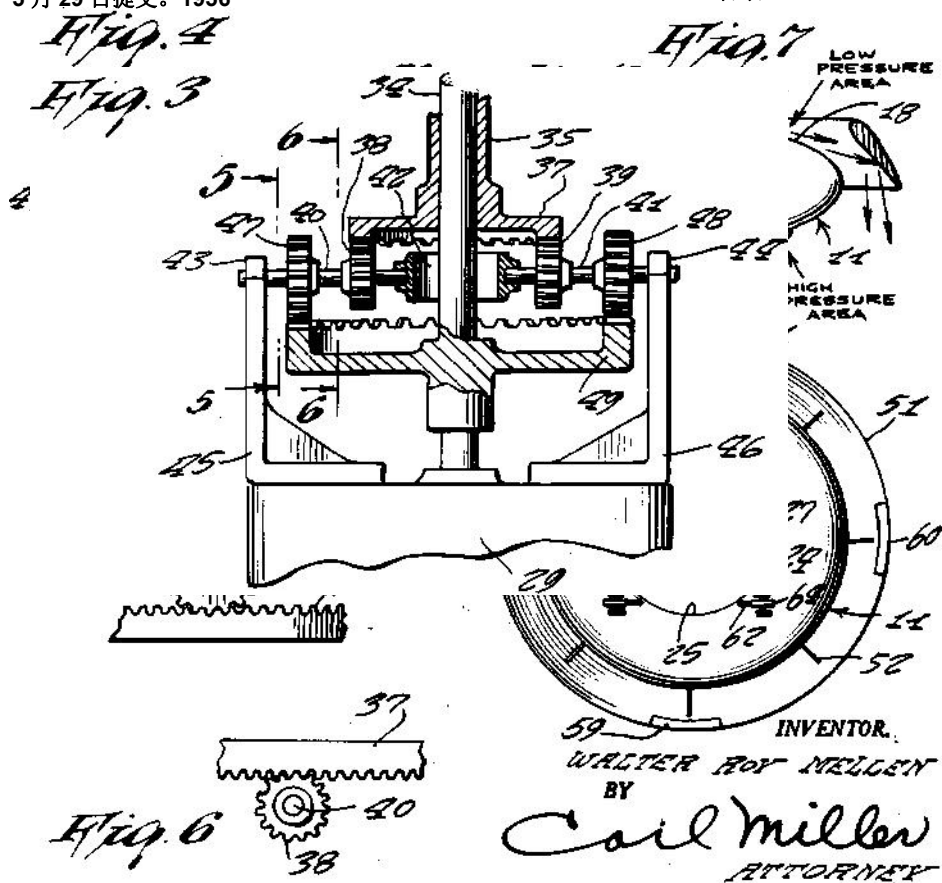
INVENTOR.
WALTER BOY MCELLEN
BY
Carl Miller
ATTORNEY

QQ475725346

禁止转载

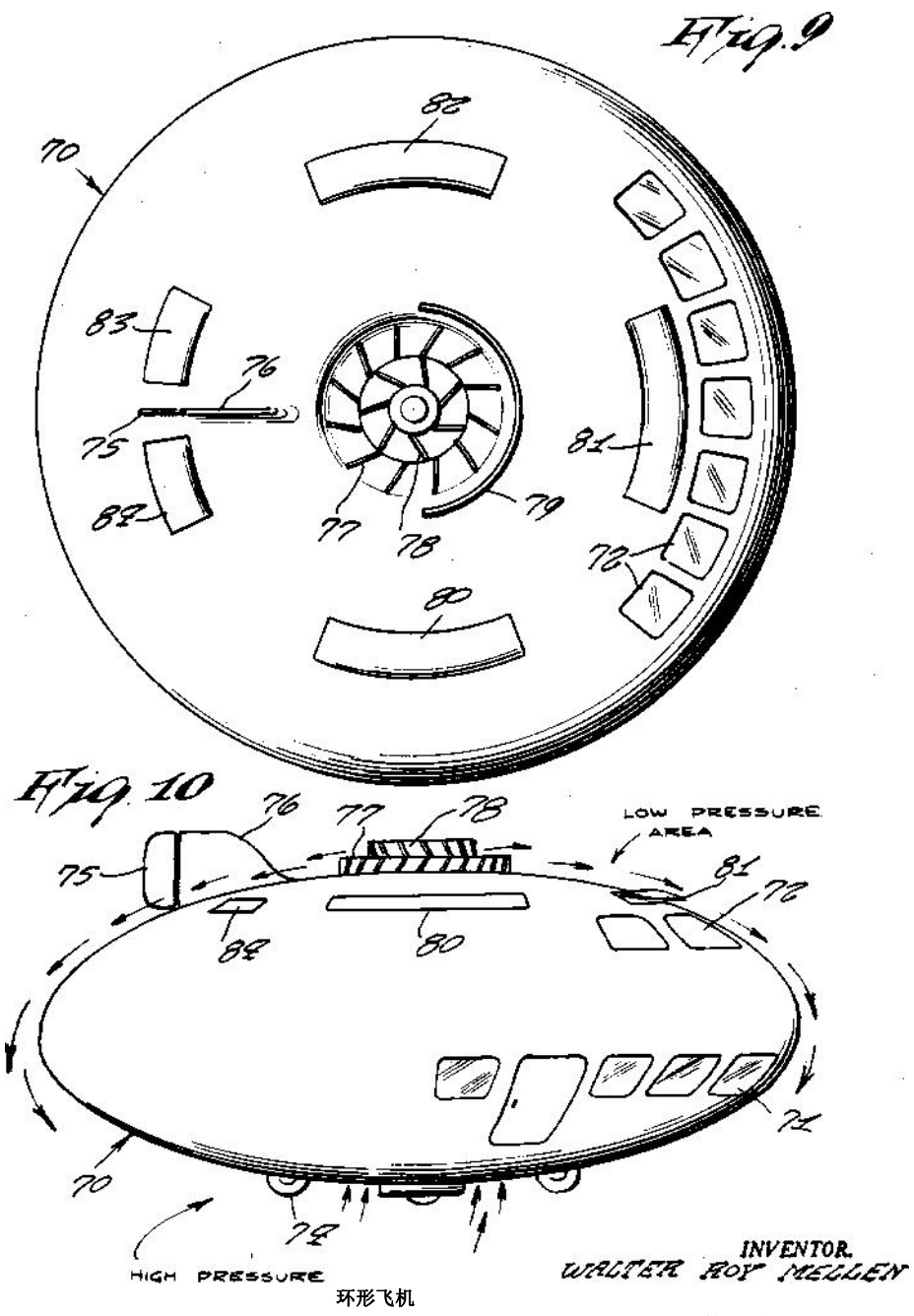
2 927 746

4 表-表 3



禁止转载

5月29日提交。1956



年 3 月 8 日。1960 W. R. MELLE

禁止转载

美国专利局

2 927 746

“环形飞机”

纽约罗斯林高地沃尔特·罗伊·梅伦

申请号 588, 045, 1956 年 5 月 29 日

2 索赔。(Cl. 244-12)

本发明涉及比空气重的飞机，特别是我所称的环形飞机。

我的发明的主要目的是制造一种飞机，它主要是以圆环的形式制造的，因此它具有传统类型的飞机所没有的几个优点。

我的发明的一个辅助目的是有一种环形飞行器，与其它类似类型的飞行器相比，它需要最小的驱动力来操作它。

本发明的另一个目的是提供这样一种飞机，由于其结构和形式的本质，它没有暴露在危险的环境中。旋转翼飞行器的操作部件。

本发明的另一个目的是提供一种所需着陆和起飞空间非常小的飞机。

本发明的另一个目的是使这种飞机可以在其他同类飞机附近安全运行。

它当然是一个重要的对象。本发明的目的是提供一种总体上简单的如上所述的环形飞行器。形式简单，但操作有效。

随着说明书的进行，我的发明的其它目的和优点将会更加详细。

为了便于容易理解本发明，以便正确理解本发明的显著特征，在形成本发明一部分的附图中示出了本发明，其中：

图 1 是根据我的发明制造的环形飞行器的透视图，并且以实际形式体现了该环形飞行器；

图 2 是同一架飞机沿图 1 中线 2-2 截取的垂直剖面图；

图 3 是侧视图，部分是图 1 和 2 的飞机的旋翼驱动传动装置的截面图；

图 4 是从图 3 的上方看到的同一驱动齿轮的俯视图；

图 5 是沿图 3 中线 5-5 截取的传动装置的垂直剖面图；

图 6 是在同一图 3 中沿 6-6 线截取的另一垂直剖面图；

图 7 是基于图 1 至图 3 的飞行器的部分截面的简化图，示出了飞行器在主动操作中的气流性质；

图 8 是从上方看的仰视图或俯视图。下图 7；

图 9 是飞机改型的俯视图；。和

图 10 是图 9 的飞机的侧视图。

在所有视图中，相同的附图标记表示相同或相似的部件和特征。

在航空学中，众所周知，在螺旋桨和转子上有叶片和机翼或叶片，用于提升和推进飞机。叶片或机翼的类型通常将船只的名称和性质赋予所涉及的类型。一般来说，这样的工艺或多或少都有暴露

2 927 746

1960 年 3 月 8 日获得专利

2

移动的机翼和叶片或叶片，在这方面很容易受到许多来源的损害，因此本质上是危险的。我已经想到，当空气转子等的某些特征位于更隐蔽的结构中时，例如实际的碟形或环形结构等，以解决危险和升力的问题，这些特征应该能够产生有用的效果和操作。因此，我开发了一种如上所述的环形飞行器，现在将在下面详细描述，适当参考前面提到的附图。

因此，在我的发明的实践中，通常以 11 表示的中空环形体包含两个叠置的 15 个乘客室 12 和 13，乘客室 12 和 13 具有单独的地板 14 和 15 以及外壁、下壁 16、外围圆形壁 17 和顶部或屋顶 18。外围壁 17 包含用于两个腔室的上排和下排窗口 19 和 20，同时当底门 23 如图所示落下打开时，乘客可通过便携式楼梯 22 进入开口 21。空气驱动柱 24 向上延伸穿过飞机机身 11 的轴向中心，空气驱动柱 24 的上部基本上是圆柱形和管状的，同时向外呈圆锥形张开 25°。并且在扩口部分 26 的下端形成大的进气口 25。

在中心空气柱 24、26 内并通过开口 25 向下突出的是锥形马达壳体 27、30，该壳体通过径向杆 28、28 固定到空气柱的壁上，并包含驱动马达 29，该驱动马达 29 优选为燃料燃烧型，具有连接到其上的进料管 30，并从燃料箱 31 延伸，该燃料箱 31 具有填充管固定件 32，填充管固定件 32 由暴露在外的可移除盖 33 封闭。下体壁 16。为了清楚起见，在附图中省略了手动控制器和阀门、节流阀等，因为这些控制装置必须被理解为是众所周知的，并且不一定包括本发明固有的任何新特征。

电机 29 有一个驱动轴 34，它向上延伸穿过转子管 35，穿过电机外壳 27 的上端，在其上端装有一个径向鼓风机 36。如图 3 至 6 所示，可绕轴 34 旋转的管 35 在其下端有一个冠状齿轮 37，与一对正齿轮 38 啮合，39 安装在对齐的。轴 40、41 在其内端可旋转地延伸到围绕轴 34 的中心固定环 42 中，但不与其接触。这些独立轴 40、41 的外端被可旋转地支撑在固定在马达 29 上的一对相对支架 45、46 的上轴承端 43、44 中。在这些支架轴承 43、44 中，在这些轴上固定有另外的正齿轮 47、48，正齿轮 47、48 又与固定在垂直转子 55 轴 34 上的第二个较大的冠状齿轮 49 啮合，第二个较大的冠状齿轮 49 比第一个提到的冠状齿轮低一段距离。

37 在管或套管 35 上。如果需要，这些冠状齿轮也可以是锥齿轮，但是无论如何，驱动轴 34 的旋转，其齿轮 49 自然地以相反的方向旋转正齿轮 47 和 48，因此齿轮 38 和 39 也随之旋转，后者又旋转齿轮

37，方向与齿轮 49 相反。因此，套筒 35 通过齿轮 37 沿与轴 34 及其上部风扇转子 36 相反的方向旋转，并且当套筒 35 沿相反方向旋转时，这也适用于覆盖套筒的第二风扇转子 50。两个风扇转子因此以相反的方向旋转，并倾向于将空气沿径向向外吹离飞机机身 11 的圆形顶部 18。

由于所提到的飞行器机身形成有 0° 翼型，这在平圆顶 18 上产生了低压区域，但是通过在环形机身周围设置倾斜的圆形机翼 51 来增加升力效果

OQ475725346

禁止转载

³向外向下,并由一系列成对的锚杆52、53 固定就位。该机翼位于适当的上升高度,以拦截由转子36 和 50 产生的径向气流,并在这种空气驱动下为飞行器提供方向。该结构包括三个特征,第一个是弯曲的直立空气护罩 54,其可以从飞行器顶部的弯曲凹槽 55 中升起或者部分地或者完全地降低到其中。该护罩通常用其可移动的舵构件 57 切断来自与舵 56 相反的向前方向上的转子的水平空气驱动,同时自由地允许这种驱动空气撞击形成第二特征的舵结构周围和后方的机翼 51。第三个特征包括四个副翼 58、69、60 和 61,它们用来使整个飞行器向特定副翼的方向倾斜,该副翼向外摆动,如图 1 和 2 中的后副翼 58 的情况。众所周知,用于操作舵构件 57 和副翼的控制被省略,并且被理解为包括在内。

在船的下面固定有一组滚轮柱或腿 62、62、63,带有地面滚轮 64,用于在港口的地面上支撑船。底部 16 中的门 23 允许内部楼梯 65 通过地板开口 66 向下摆动,以搁在上面已经提到的便携式楼梯 22 上。当飞行器要上升到空中时,马达 29 被启动,使得驱动风扇转子 36 和 50 都将空气从主体 11 的圆形顶部 18 驱动离开中心,抵靠环形翼 51 的倾斜下表面,通过弯曲顶部表面 18 上方的低压和翼 51 下方的向上推动产生双重升力。护罩 54 控制允许到达机翼 51 的或多或少的空气量,同时可摆动的舵构件 57 用于操纵飞行器,副翼 58 至 62 用于根据需要倾斜整体并给飞行器提供上升角度。该动作可在图 7 和图 8 中示意性地跟随,其中箭头 67 指示空气如何通过中心空气柱上升到风扇驱动转子 36 和 50,以及后者如何按照箭头 68 径向向外驱动空气撞击在机翼 51 的内表面上,并按照箭头 69 向下反弹。为了避免突出到很大程度,滚轮螺柱被收回,而在这些示意图中,为了简单起见,省略了窗户。当空气驱动的旋翼以相反的方向旋转时,它们消除了飞行器绕垂直轴旋转的任何趋势,并允许通过方向舵容易地转向。

在图 9 和 10 中示出了飞机的一种改型,其中 70 所示的环形空心体具有与机身 11 相同的总体轮廓,具有用于乘客室的下窗口 71 和上窗口 72 以及下门 73,以及类似于前述齿轮 62、63、64 的起落架 74。铰接在固定方向舵 76 上的可操纵方向舵 75 用于悬挂飞行器,而风扇转子 77、78 类似于转子 36、50。在这种情况下,没有间隔开的圆形机翼偏转器,尽管它具有上部前弯曲空气屏蔽 79。代替圆形机翼偏转器 51 上的四个副翼 60,这种形式的飞机具有至少同样多的上部偏转器 80、81、82 和后部对 83、84,它们通过作为偏转器 81 单独提升它们来操作。带有轴、套筒和齿轮的马达驱动装置如前所述,将空气吸入风扇转子的中央空气柱 65 也如前结合图 1 至 8 所述。De-

4...
空气围绕主体 70 向下弯曲,部分是由于气流必须遵循曲面的趋势,部分是由于从主体 70 下表面下吸入的空气所获得的边界层控制。

显然,在所附权利要求的范围内,可以进行变化,并且可以修改或使用部件和特征,而不需要其他。

现在已经充分描述了我的发明,我声称:

1. 一种环形飞行器,包括围绕竖直中心轴线圆形展开的中空环形体的组合,环形体具有向上凸起的顶部和向下凸起的底部,乘客舱位于环形体内部,乘客舱的窗口暴露在环形体的外部,起落架具有固定在环形体下方的滚柱螺栓,固定舵安装在顶部并设有连接到其上的铰接舵构件,以均匀间隔关系围绕环形体的圆形挡板,所述挡板向下并向外倾斜,其上部内边缘或外周位于所述环形体顶部上方一定距离处,下部外边缘或外周基本上位于所述环形体最宽直径的水平处,具有用于将所述挡板刚性固定到其上的装置,用于将空气向内引导至底部下方并向上轴向穿过所述主体,然后从顶部中心向外引导以改变所述底部下方的空气压力并反向改变所述顶部的空气压力的装置,所述装置包括轴向向上延伸穿过的中心垂直通道装置。所述主体的下部呈圆锥形,以便向下张开;以及用于通过所述垂直通道装置强制向上抽吸空气的装置,包括在所述通道的张开部分中的向上逐渐变细的马达壳体,该马达壳体具有原动机,该原动机具有从动轴,该从动轴向上延伸穿过所述通道,风扇转子装置安装在其上端,用于通过所述轴在所述顶部水平面的正上方旋转,所述顶部具有向下延伸一小段距离的弧形凹槽,相应的弧形空气罩围绕环形体的中心轴线弯曲,该弧形空气罩装备成在与所述舵直径相对的位置上从所述凹槽向上升起和向下降到所述凹槽中不同的程度。

2. 根据权利要求 1 所述的环形飞行器,其中所述原动机具有多个向上延伸穿过所述垂直空气通道的轴装置,并且所述风扇转子装置包括位于所述多个轴装置上端的一对反向驱动的风扇转子,用于在所述顶部径向向外驱动空气,并且所述挡板具有多个副翼襟翼,所述副翼襟翼在所述挡板上的多个间隔位置上形成可移动的控制构件,用于随意改变飞行器的飞行。

45

50

55

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

1 776 994	9 月 30 日聊天。1930	
1, 931,	达比森米切尔	10 月 24 1933
753 2 ,	____斯蒂尔	日, 1949
480, 040	等人。。霍格	— 8 月 23 1950
2, 494,	林_____	日, 1951
368 2 ,	Kisner_____	1 月 10 1951
547, 266	克拉布特里_	日 1955 年 12 月 13 日
2, 563,	Hillis_____	— 4 月 3
047 2 ,		日,
718, 364		— 2007 年
2, 726,		8 月 7 日至 9
829		月 20 日,

QQ475725346
一个 ORET

4...

1960年6月7

H.弗莱斯纳
带提升圆盘离心罐的旋转喷气式飞机
翅膀, 和

2 939 648

日
申请日期:2007年3月 1955
28日。

2 表.表.1

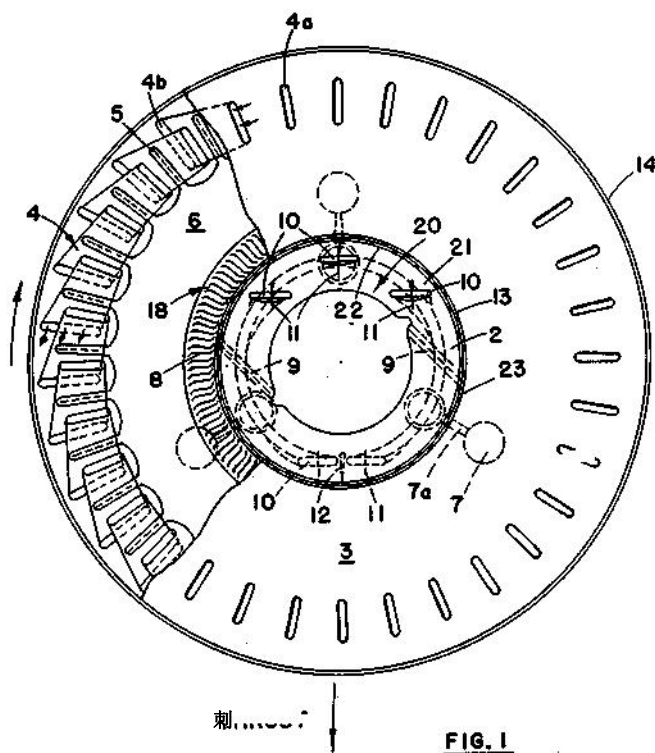


FIG. 1

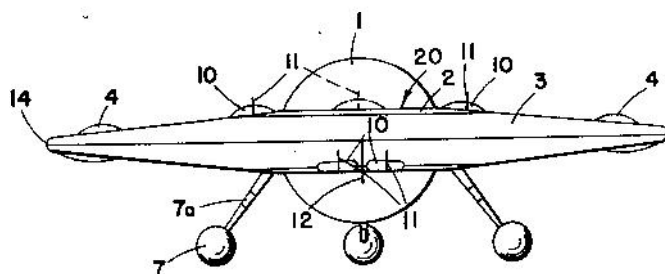


FIG. 2

INVENTOR.

海因里希·弗莱斯纳

BY

Eugen O. Hebern
律师

QQ475725346
ONE OR ET

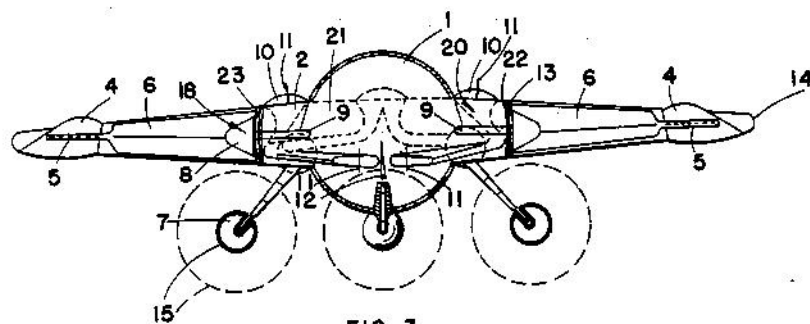


FIG. 3

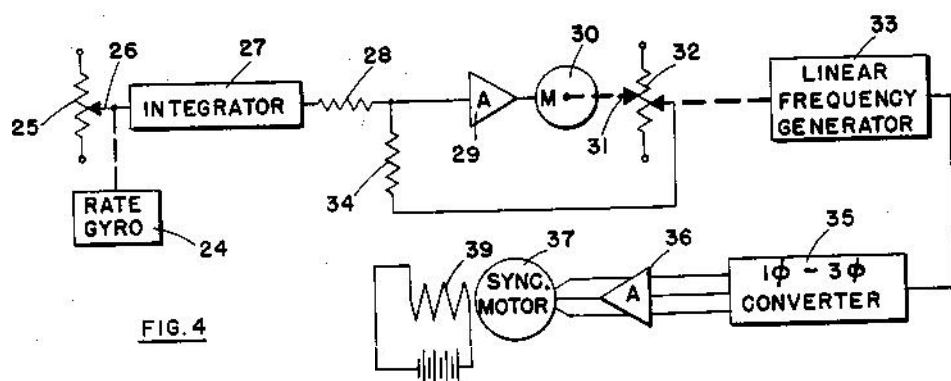


FIG. 4

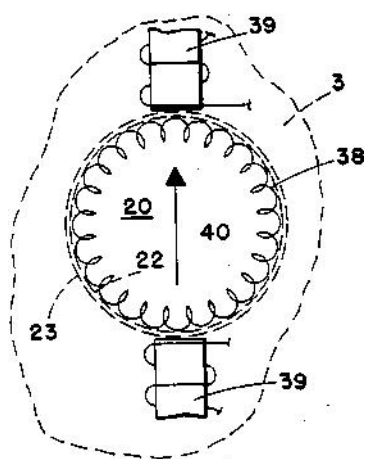


图 5

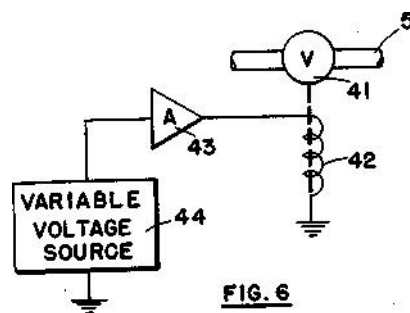


FIG. 6

INVENTOR.
HEINRICH FLEISSNER

经过

Eugene Wehner
律师

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利局

1

2 939 648

带有升力圆盘机翼和离心作用的旋转喷气式飞机。坦克

heinrich fleissner , Dasing , uber Augsburg , Germany , 将一半股份转让给 Paul O. Tobeler , business under^ trans-ocean, Los Angeles, Calif .

于 1955 年 3 月 28 日提交, 爵士。第 497, 299 号

要求优先权, 申请日期:1954 年 3 月 27 日

9 索赔。(Cl. 244-12)

本发明涉及一种喷气式飞机- ■具有双凸形圆盘结构:。更具体地说, 涉及一种 v 型喷气动力飞行器, 其中驱动射流邻近并围绕“双凸形圆盘”的圆周间隔开。围绕不旋转的中心物体旋转。

在目前已知的会移动的飞机中。向前所以速度很快。当速度超过音速时, 就会产生一种向后的推力, 这种推力不仅会对人类产生不良影响, 而且还会。创造。建筑材料高度疲劳。这显然是事故的最大原因之一。

这架飞机被认为是“安全、快速和可靠的”。非常经济的飞行装置。它在任何合适的地面或水面上垂直起飞和降落, 并有能力保持悬浮状态。无论天气条件如何, 在任何期望的高度的任何点。很大的可操作性是可能的, 例如, 一个锐角的变化当然可以执行。锐角转弯是可能的, 因为所有的转弯装置都在飞机的中心附近, 而且中心体是机翼向外延伸的唯一转弯部分。持续“旋转”并且“不受影响”。中央身体的“转向”。着陆时, 即使“喷射通道”或喷嘴被关闭, 该装置仍能产生良好的平衡。因为圆盘翼的旋转。

通过使用相对大量的喷气燃料, 实现了对喷气燃料的极其“有效”的使用。小喷射通道或。喷嘴。这., 由提供燃料。注射器数量众多。小孔。:。。

“非旋转体”中的“全景舱”可以包含。除了服务室和人员室, 任何需要的设备, 如空调和压力设备, 雷达, 转向和速度控制, 以及仪器。。。■。

这个装置在高海拔地区有很大的爬坡能力。它的飞行轨迹很容易调节。一直如此。消除所有可能对 1 有害的颠簸⁶动。人类健康。-?。...:。——因此, 一个‘对象’。本发明的目的是..提供

一种“不同于传统设计的飞机”,通过创造一种圆盘状旋转飞行装置, 该装置具有一个升力翼圆盘和一个“非旋转中心体, 该中心体包括一个球形的全视野座舱, 该座舱的中部是水平的。变宽成一个截头锥形圆盘。。。。, ''。

本发明的主要目的是提供一种改进的喷气式飞机, 该飞机具有不会对人或材料产生不利影响的战斗性能。

的另一个对象。这个“发明”是为了。提供一种安全、高速且非常经济的改进的喷气式飞机。在行动中。

;。; a”。更进一步的“对象”。本发明旨在。提供一种圆盘翼喷气式飞机, 它能⁸。“起飞和降落”;垂直。在陆地上”和水。~"iA

-'a'。。。■ ■ 2', ..。本发明的一个目的是提供一种圆盘翼飞机, 其具有保持在空中的能力。无论天气条件如何, 在任何期望高度的任何点悬挂。。

T 5 本发明的另一个目的是提供一种圆盘翼飞机, 其具有

2 939 648

1960 年 6 月 7 日获得专利

很大且容易的机动性。“‘那它能使锐角航向’改变。其他。发明的目的将变得显而易见。根据以下结合附图的描述, 其中

图 1 是具有部分切口的飞机的平面图。以显示一些内部和下部;

图 2 是圆盘的正视图。机翼飞机从后面看。

图 3 是翼盘的局部剖视图, 其中“向前”部分被切掉; ...图 4 是。保持机身 20 不旋转的速率陀螺仪系统示意图;

图 5' 详细示出了图 4 的“同步”电机 30; 和

图 6 示出了用于控制燃料流量的电磁阀电路。进入喷油器 5。

参考图 1 和 21-3, 截头圆盘形平台

2 从球形多视图座舱 1 水平径向向外延伸。平台 2 从客舱 1 的大致水平中部延伸, 它们。一起在双凸或 V 形锥形盘翼 3 内形成主体 20。翼盘 3 有。其最大厚度邻近平台 2', 并从其中空部分径向向外对称地逐渐变细 30°。中心部分 21-其中主体 20。位于。在圆盘 3 中围绕中空中心部分形成的圆周

21 与圆盘 3 同心, 如同围绕截头圆盘形平台形成的主体 20 的圆周一样

35. 2.圆盘翼 3 由金属边缘包围。14.一只熊 ing 表面积。13 形成在圆周之间

22 20 号尸体。在站台附近。和围绕圆盘 3 的中空中心部分 21 形成的圆周 23。轴承表面区域 13 可以由多个

40 双滚珠或滚柱轴承。我。

在机身 20 的平台 2 中是旋转启动火箭 9。他们。被间隔开并被引导远离主体 20 点火, 并进入位于围绕中空中心部分 21 形成的盘 3 的内圆周 23 周围并向其敞开的起动涡轮 18 的叶片 8 中。火箭 9 被放置在基本上相切的位置。小屋。

。1.它们是从 1 号船舱的开口发射的。在圆周 22 到。开始旋转圆盘。3 被他们的推力”而继续。直到达到足够的旋转速度以允许喷射通道或喷嘴 4 被激活。

由于启动火箭只在短时间内点火, 其废气的处理可以很容易地在涡轮叶片中进行。和周围的空。从图 1 中可以看出, 在它们之间和周围有相当大的空间。涡轮 18 的叶片。火箭气体的膨胀。此外, 火箭可能只在两个点发射到涡轮中, 而且是在叶片移动之后。远离这些点, 有相当长的一段时间, 在此期间, 气体可能会膨胀, 并沿着壳体的内圆周或通过可能在涡轮机壳体中形成的“一些其他开口”泄漏出去。

叶片 8 的紧邻外侧是燃料箱, 。.6 与圆盘 3 一起旋转, 这种旋转产生离心作用, 将燃料送入燃料喷射器 5。燃料从燃料箱 6 流入喷射器 5, 并且通过电磁装置, 例如可变电磁阀(图 1 和图 2 中未示出), 燃料量可以根据单个喷射器而变化 1-3)在机舱 1 中操作, 如图 6 所示。⁷⁰燃料喷射器 5 沿轴向、水平、径向向外延伸到喷射通道 4 中。方向-nd 是管-

所述飞机的水平飞行、转向装置和电磁装置。所述主体和所述盘防止所述主体旋转。\\ lang 1033 \\ f 6527

2. 一种盘形机翼“飞行器”，包括具有从其中心“径向”向外指向的锥形的双凸形盘，所述盘具有围绕其几何中心的开口中心部分，所述开口中心部分是圆形的并与所述盘的圆周同心，在所述中心部分内并与所述盘同心的圆形主体，所述盘和所述主体具有共同的垂直轴线，所述圆盘被安装成在所述主体上在所述公共轴线上旋转；多个位于所述主体内的火箭，其被引导远离所述主体并朝向所述圆盘排放；位于所述圆盘中邻近并包围所述主体的叶片，其位置适于接收来自所述火箭的推力；位于所述圆盘中所述叶片外部的燃料箱；位于所述圆盘中邻近其圆周并位于所述燃料箱外部的多个扇形喷射通道；燃料喷射器，位于所述燃料箱的外部并与其连接，延伸到所述喷射通道中；多个气流导管，沿大致从前到后的方向延伸穿过所述主体，所述导管在所述主体的前表面附近敞开，以允许空气进入，并且所述导管在所述主体的后表面附近敞开，以允许所述空气排出，所述导管外部和附近的导向叶片，以及所述主体和所述盘内的电磁装置，以防止所述主体旋转。

3. 根据权利要求 2 所述的圆盘机翼飞机，其中所述机身包括一个中心的、全视野的球形机舱，该机舱具有一个锥形的截头圆盘形平台，该平台在其大致垂直的中部大致水平并径向向外延伸，所述平台延伸到所述机身的圆周，所述锥形与所述圆盘的锥形基本相同，所述机身和所述圆盘之间具有支承表面，所述圆盘在该支承表面上绕所述机身旋转。

4. 根据权利要求 2 所述的圆盘翼飞机，其中所述主体包括一个中心的、全视野的球形舱，该舱具有一个锥形的截头圆盘形平台，该平台在其大致垂直的中间部分大致水平并径向向外延伸，所述平台延伸到所述主体的圆周，所述锥形与所述圆盘的锥形基本相同，所述主体和所述圆盘之间具有支承面，所述圆盘在该支承面上绕所述主体旋转，所述火箭在所述主体的所述圆周上开口，并在所述主体中沿与所述球形舱基本相切的方向延伸。

5. 根据权利要求 2 所述的圆盘翼飞机，其中所述喷射通道在所述圆盘的所述圆周内并围绕所述圆盘的所述圆周间隔开，每个所述通道从所述圆盘的顶部沿远离垂直方向的倾斜方向延伸到所述圆盘的底部，每个所述通道在其顶部和底部向所述圆盘的外部开放，所述顶部的所述开口是细长槽，所述底部的所述开口是比所述第一提及的槽长的细长槽，并且所述燃料喷射器从所述燃料箱沿基本水平的方向延伸到所述通道中，所述喷射器中的多个开口用于将燃料从所述燃料箱均匀地分配到所述通道中，电磁装置用于调节从所述燃料箱流向所述元件的燃料量。

6. 根据权利要求 2 所述的圆盘翼飞机，还包括一个可伸缩的起落架，该起落架具有三个支腿，每个支腿的一端从所述机身向下■当所述起落架伸出时，每个支腿的另一端固定在所述机身内，每个支腿的所述一端固定有一个球形缓冲器，每个所述缓冲器具有一个可气动膨胀的蒙皮

7. 一种盘式机翼飞行器，包括:双凸形盘，其具有从其中心径向向外的锥形，所述盘具有围绕其几何中心的开口中心部分，所述开口中心部分是圆形的，并且与所述盘的圆周同心；圆形主体。在所述中心部分内并与所述盘同心，所述盘和所述主体具有共同的垂直轴线，所述盘安装成绕所述主体在所述轴线上旋转，所述主体具有中心的、全景的、球状的舱，该舱具有锥形的截头盘状平台，该平台在其大致垂直的中部大致水平并径向向外延伸，所述平台延伸到所述主体的圆周，并且所述锥形与所述盘的锥形基本相同，所述主体和所述圆盘之间具有支承表面，所述圆盘在所述支承表面上围绕所述主体旋转，所述主体内的多个火箭被引导远离所述主体并朝向所述圆盘排放，所述火箭在所述主体的所述圆周中是开放的，所述圆盘中的叶片邻近并围绕所述主体，在位置上接收来自所述火箭的推力，在所述圆盘中的所述叶片外部的锥形燃料箱，在所述圆盘中邻近其圆周并在所述燃料箱外部的多个扇形喷射通道；所述喷射通道在所述盘的所述圆周内并围绕所述圆周间隔开，每个所述通道从所述盘的顶部沿远离所述盘底部的垂直方向倾斜延伸，每个所述通道在其所述顶部和底部向所述盘的外部开放，所述顶部的所述开口是细长槽，所述底部的所述开口是比所述第一个提到的槽更长的细长槽；燃料喷射器，位于所述燃料箱的外部并与其连接，延伸到所述喷射通道中；所述喷射器在基本水平的方向上从所述燃料箱延伸到所述通道中，所述喷射器中的多个开口用于将燃料从所述燃料箱均匀地分配到所述通道中，多个气流导管在大致从前到后的方向上延伸穿过所述主体，所述导管邻近所述主体的前表面敞开，以允许空气进入，所述导管邻近所述主体的后表面敞开，以允许所述空气排出，所述导管外部和邻近所述导管的导向叶片，所述主体和所述圆盘内的电磁装置，以防止所述主体旋转，调节从所述燃料箱流向所述元件的燃料量的电磁装置，一种可缩回的起落架，具有三个支腿，当所述起落架伸出时，每个支腿的一端从所述机身向下，每个所述支腿的另一端固定在所述机身中，每个支腿的所述一端具有固定在其上的球形缓冲器，每个所述缓冲器具有围绕所述缓冲器的可气动膨胀的外壳。

8. 一种圆盘翼喷气式飞机，包括:双凸形圆盘，其具有与所述圆盘同心并位于所述圆盘内的中空中心部分，所述圆盘从所述中心部分径向向外逐渐变细；主体，其位于所述中心部分内并与所述圆盘同心，所述圆盘和所述主体具有相同的垂直轴线，所述圆盘安装成在所述主体上围绕所述轴线旋转，所述主体内驱动所述圆盘内的装置以使所述圆盘开始围绕所述主体旋转的装置，所述主体内提升所述主体和所述圆盘的装置，所述主体内实现所述飞机水平飞行的装置，所述主体上操纵所述主体和所述圆盘的装置，以及当所述圆盘旋转时所述主体和所述圆盘内防止所述主体旋转的装置。

9. 一种圆盘翼喷气式飞机，包括具有与其同心的开放中心部分的圆盘，在所述中心部分内并与所述圆盘同心的主体，所述圆盘和所述主体具有共同的垂直轴线，所述圆盘安装成在所述轴线上围绕所述主体旋转

047572534 一个
或一组

在所述主体内致动所述盘内的装置以使所述盘开始围绕所述主体旋转，在所述盘内的装置提升和驱动所述主体和所述盘，在所述主体上的装置操纵所述主体和所述盘，以及在所述主体和所述盘内的装置在所述盘旋转时防止所述主体旋转。

本专利文件中引用的参考文献

外国专利
706, 924 大不列颠—1954 年 4 月 7 日
1, 018, 196 法国—1952 年 10 月 8 日
1067244 法国——1954 年 1 月 27 日

Q475725346
ONE OR ET

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

带有导管提升风扇的飞机

申请日期: 1955 年 7 月
18 日

7 Sheets-Sheet 1

Fig. 1

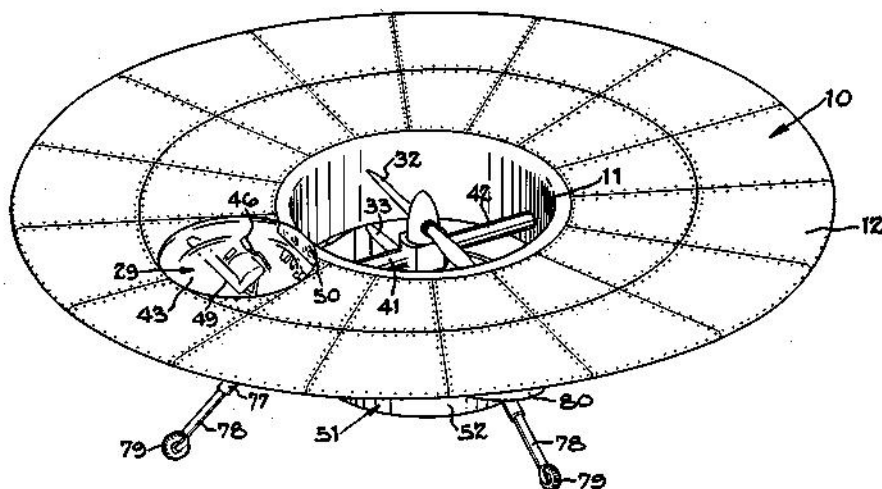
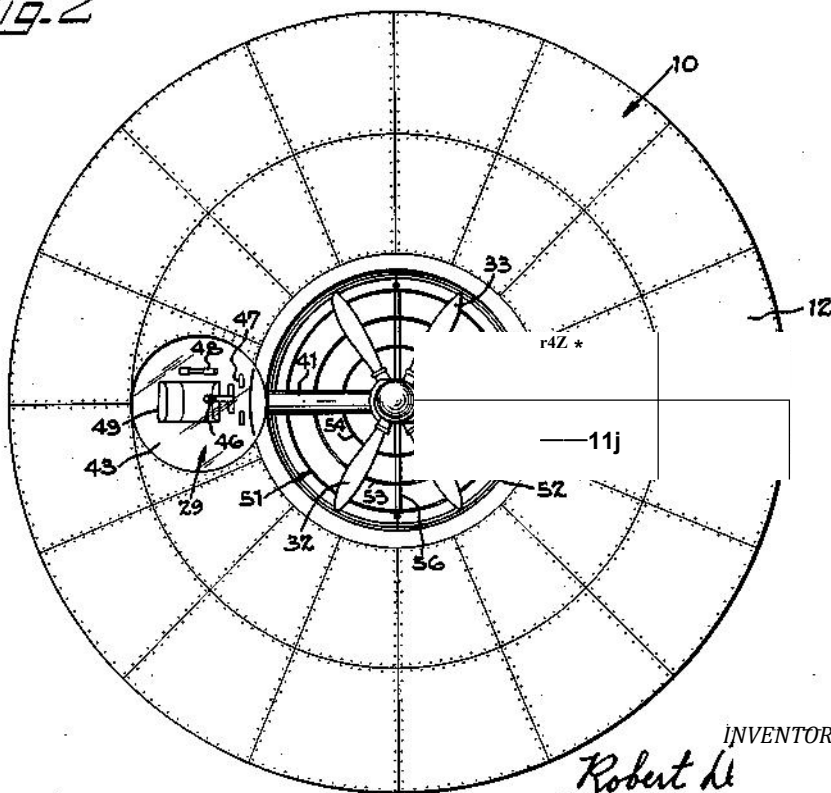


Fig. 2



INVENTOR.

BY *Robert H.*

fiTTOReuys.

QQ475725346

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

开或关

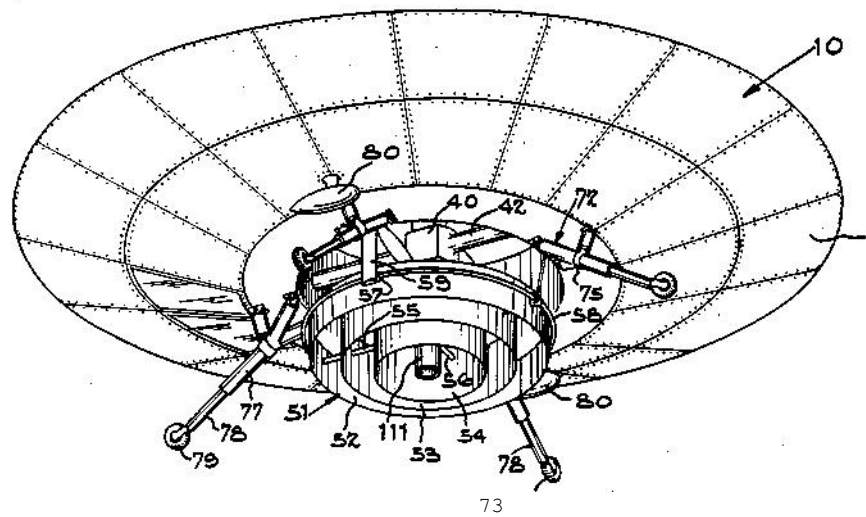
1960年9月20日

R.D. PARRY 2, 953, 320

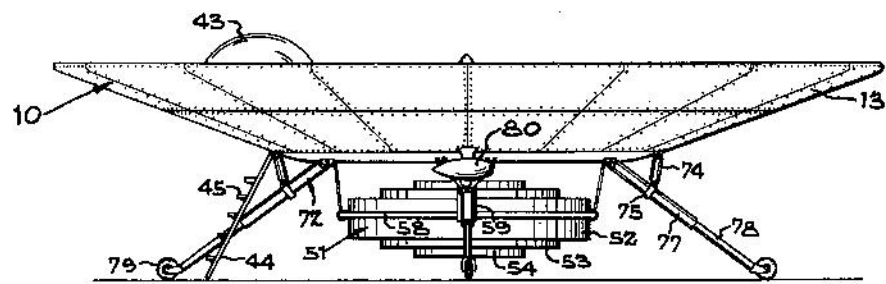
带有导管提升风扇的飞机。

2007年7月18日提交。
1955

7 页-第 2 页



\underline{A} / q_4



INVENTOR.
/Jt

好样的。

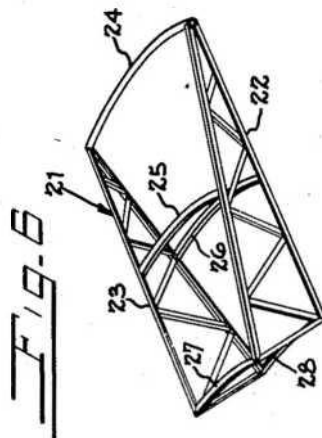
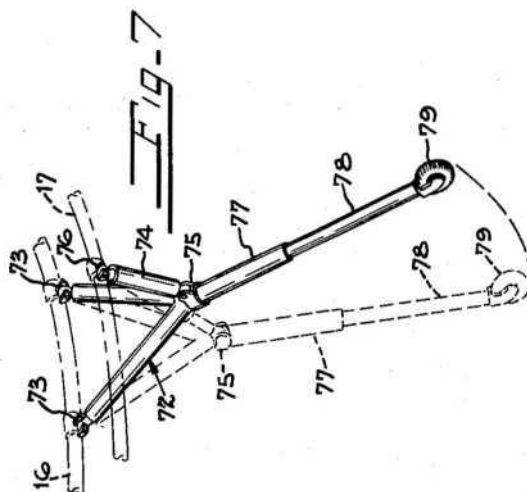
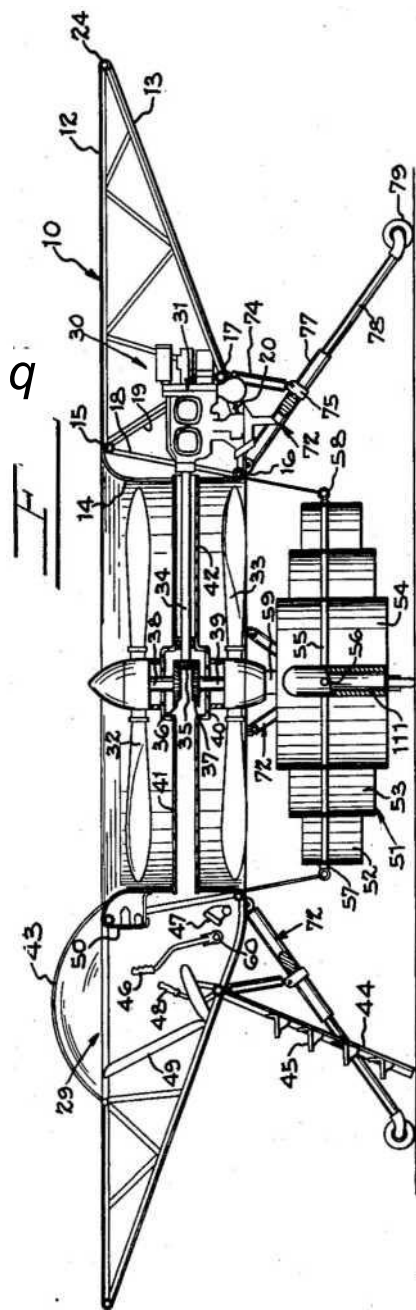
QQ475725346
ONE OR ET

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

飞机 带管道提升风扇

申请日期:1955 年 7 月
18 日

7 Sheets-Sheet 3



INVENTOR
Robert D. Parry.
BY

Arro^Eys.

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

一件或一套

Arro^Eys.

Sept. 20, 1960

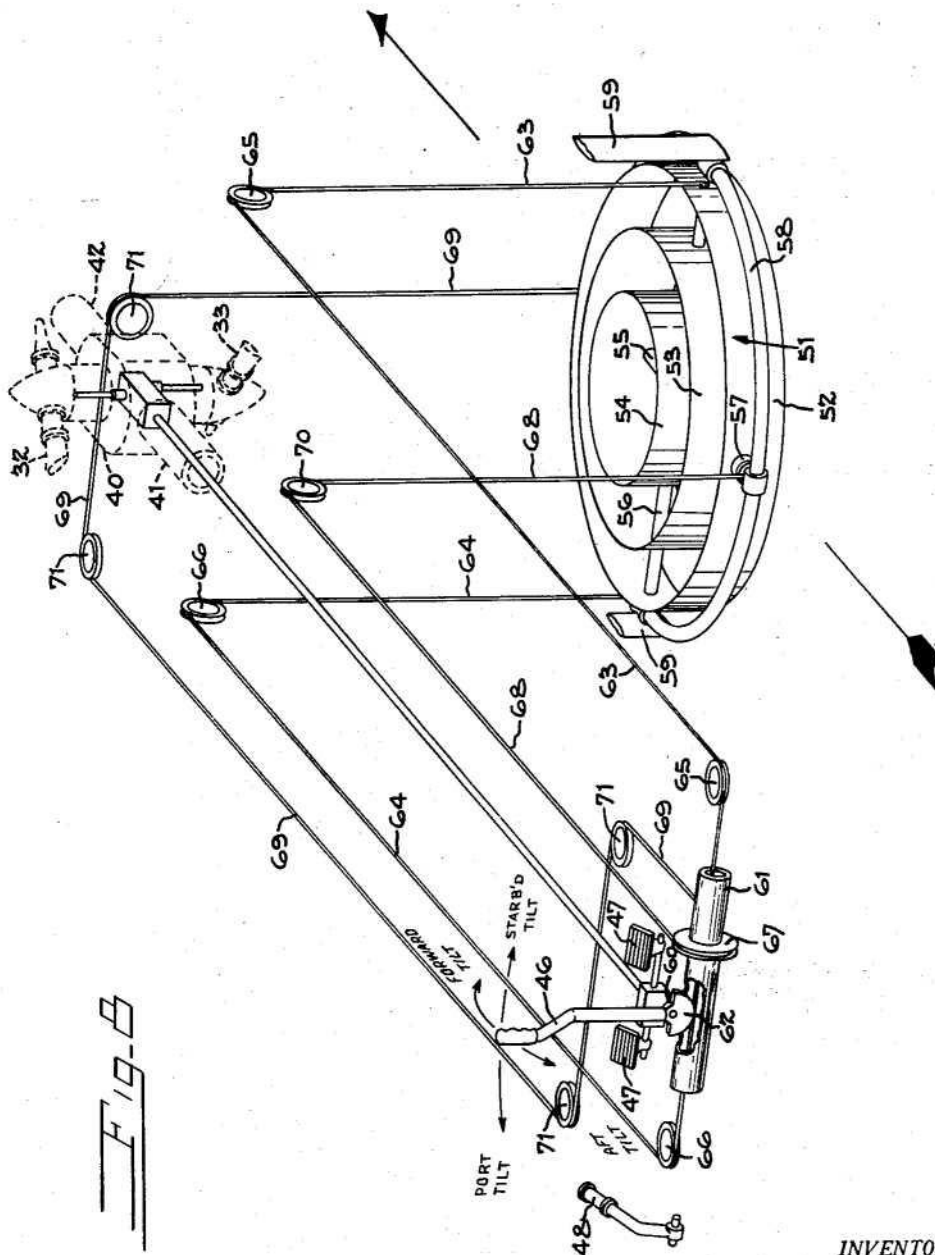
R. D. PARRY

2,953,320

AIRCRAFT WITH DUCTED LIFTING FAN

Filed July 18, 1955

7 Sheets-Sheet 4



F 19-B

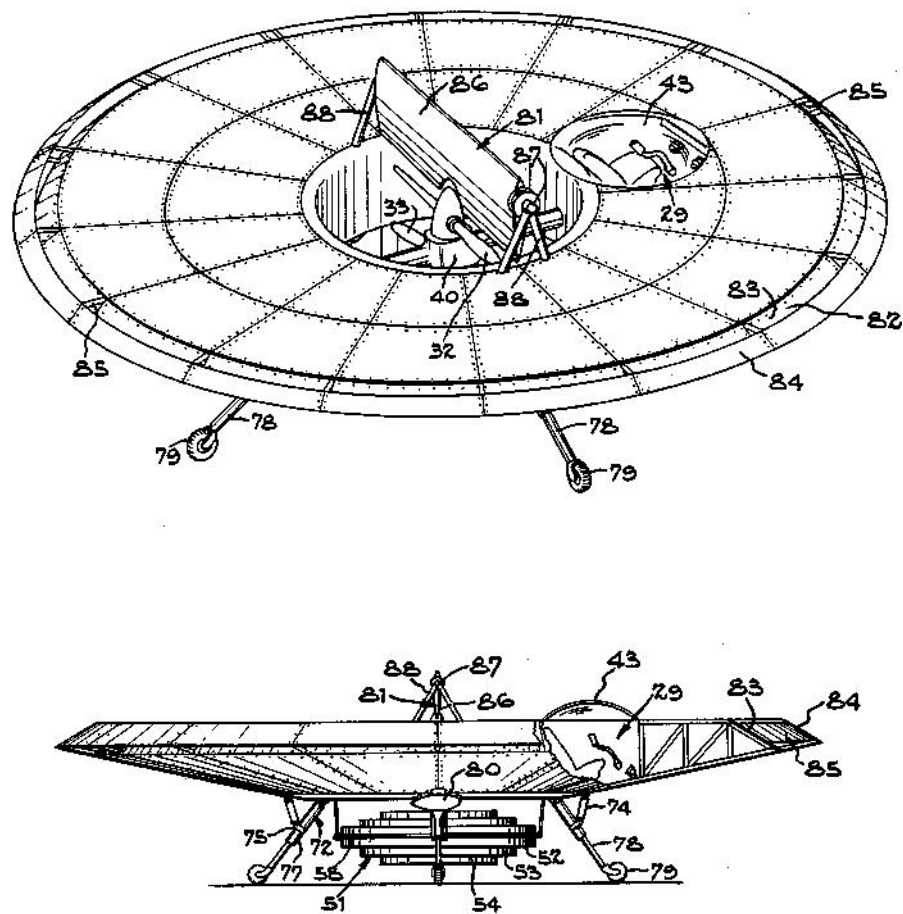
INVENTOR.
Robert H. Parry.
BY
Wood, Amon & Evans.
ATTORNEYS.

QQ475725346
ONE OR ET

1960 年 9 月 20 日

带有导管提升风扇的飞机

1955 年 7 月 18 日提交 7 页-第 5 页



INVENTOR.

律师。

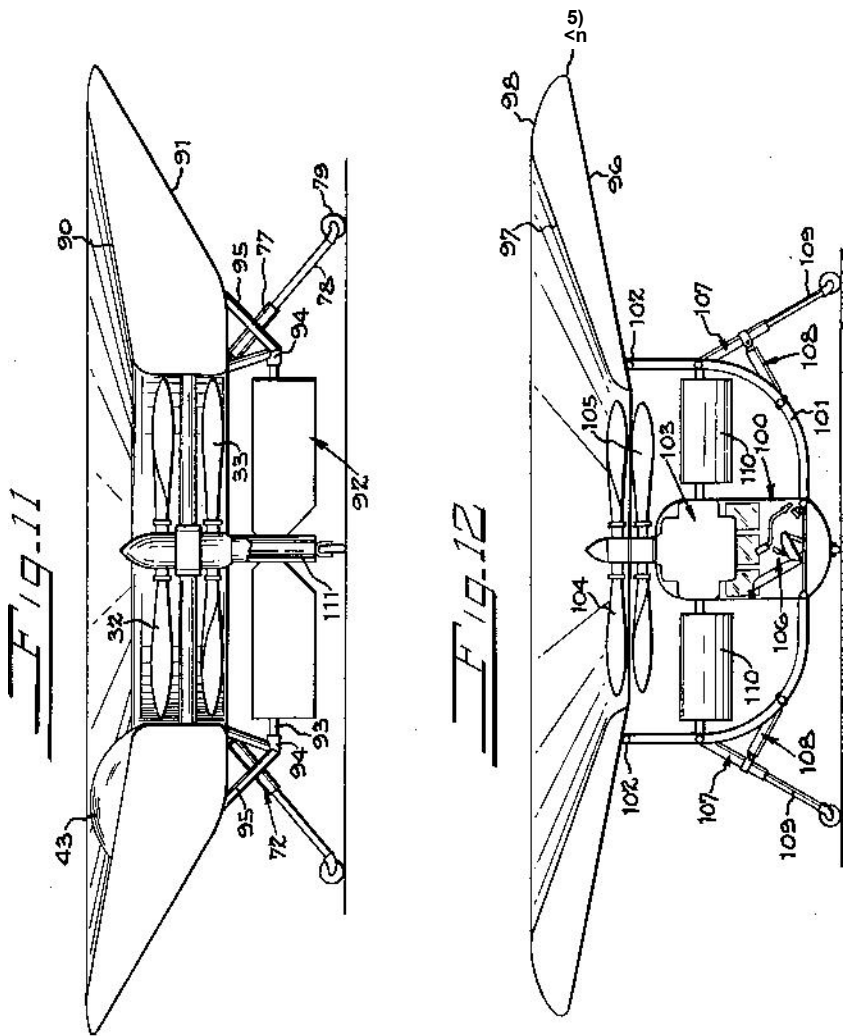
QQ475725346
ONE OR ET

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

带有导管提升风扇的飞机

于 1955 年 7 月 18 日提交

7 页-第 6 页



趣闻 INVENTOR。

A7T0/WW & amp。

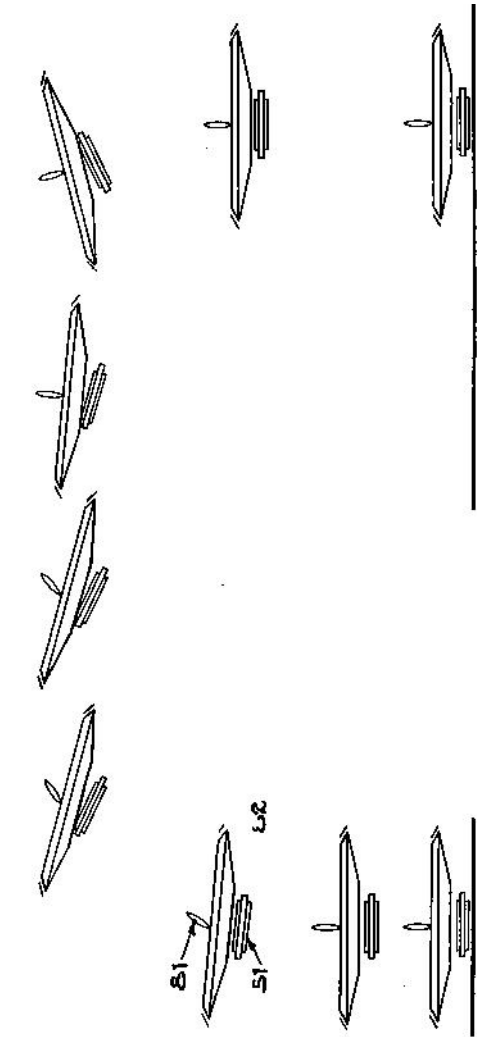
QQ475.25346
ONE OR ET

1960 年 9 月 20 日 R. D. PARRY 2,953,320

带有导管提升风扇的飞机

申请日期:1955 年 7 月 18 日

7 页-第 7 页



F 19-13

INVENTOR,
Robert D. Parry.
BY
ifinücdv.

ATTO 和杰斯。

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利局

1

2 953 320

带有导管提升风扇的飞机

俄亥俄州辛辛那提的罗伯特·帕里，转让人——20%给查尔斯·博尔顿，10%给凯尼恩·博尔顿，20%给小贾斯丁·肖尔斯，所有人——俄亥俄州克利夫兰

于 1955 年 7 月 18 日提交，爵士。第 522, 583 号

9 索赔。(Cl. 244-12)

本发明涉及飞行器，并且本发明的主要目的是提供一种飞行器，以满足对低成本、安全、易于操作的飞行器的需求，该飞行器不需要传统的机场设施来起飞和降落。

目前的飞机具有直升机的许多理想的性能特点，因为它可以从地面的静止位置垂直起飞，并且能够向任何方向飞行。但是，与直升机不同的是，它不依赖于旋转元件，如直升机的旋翼叶片，以便在停电时安全降落。与直升机不同的是，方向控制不是通过操纵旋翼叶片等旋转部件来实现的。此外，与直升机不同，现在的飞机可以滑行，也就是说，当它在地面上时，可以在动力的作用下移动。

本质上，飞机的新颖特征在于机身或机体的形状，机身或机体既是机身，在某种意义上也是机翼；用于在飞行中提升和支撑飞机的推力产生装置的配置；并且，当飞机飞行时，在为引导飞机而提供的控制器中。

从上面看，机身是圆形的。优选地，主体的上表面是平面的。另一方面，身体的下表面是倒圆锥台的形状。机身的中心区域是敞开的，以限定一个从上到下贯穿飞机的大的圆柱形喉部。在优选实施例中，推力由一对反向旋转的螺旋桨产生，这对螺旋桨安装在圆柱形喉部内，绕飞机的垂直中心轴线旋转，从而沿该轴线产生推力。旋转的螺旋桨通过喉部吸入空气，在飞机底部以高速气流的形式排出。因此，所获得的升力的主要部分是螺旋桨在旋转时与空气接触时反作用的直接结果。升力的剩余部分，也是很大一部分，是由空气穿过机身上表面流向喉部，被旋转的螺旋桨拉入喉部而获得的。

最简单的形式是，飞机在飞行中和在地面滑行时都由可移动的操纵面控制，操纵面可以有几种形式。这些控制表面安装在它们所在的喉部出口正下方。在由旋转的螺旋桨向下驱动的高速气流的路径上。本质上，飞机在飞行时是朝着倾斜的方向运动的。这种倾斜是通过控制表面相对于由螺旋桨向下驱动的气流的方向倾斜或成角度而开始的。

由于飞机机身或机体的对称圆形形状，“俯仰”和“滚转”这两个词在应用于常规机翼飞机时，与应用于这种空气的姿态是同义的

2 953 320

1960 年 9 月 20 日获得专利

2

手艺。“倾斜”这个词更贴切，在这里用来描述飞机中心轴线偏离垂直方向的情况；而位于 air- 5 飞机下方高速气流中的操纵面控制着这种“倾斜”将飞机绕其垂直中心轴转动或“偏航”，如该术语用于描述常规飞机的姿态，也可以由螺旋桨流中的控制表面控制，但是优选的是，当通过增加或减少两个螺旋桨中的一个或另一个的扭矩来使用反向旋转螺旋桨时，获得这种控制。对这种扭矩差的反应导致飞机绕着螺旋桨的旋转轴偏航，该旋转轴与飞机的中心轴重合。

除了为了安全起见，飞机应该总是朝着飞行员面对的方向飞行，实际上没有必要改变飞行方向来使飞机转弯或偏航。也就是说，通过简单地将飞机的垂直轴倾斜到希望转弯的方向，简单的转弯是可能的。然而，由于为了方便飞行员而希望有一个固定的前后关系，所以提供了使飞机转向的后控制。

25 所采用的控制装置，包括发动机油门、“操纵杆”或使飞机倾斜的轮子，以及转动飞机的踏板等装置，可以像传统飞机上的控制装置一样，安装在飞行员舱里。

30 因此，从传统飞机到现在的飞机的过渡很容易掌握。这是相对于直升机上使用的控制系统的一个明显的优势，在直升机上，控制系统对任何进行转换的人来说都是完全陌生的。

35 这种飞机最突出的特点之一是，在正常载荷条件下，在自由落体状态下，它具有终端速度，这种情况可能发生在。-完全断电的事件，这是足够低的”-在与地面碰撞 40° 着陆时可以安全吸收。“——齿轮。圆锥形的“下”面使飞机稳定，这样它就能自动寻找并“下降”到水平位置。在这场自由落体运动中。螺旋桨有明显的制动作用，但终端速度低的主要原因是机身的形状。这次下跌并非完全不受控制。by；交叉控制位于下方的控制表面。飞机可以被引导或滑行到这样一个程度，使得飞行员在选择着陆地点时有一定的控制权。这并不是说没有动力的着陆会是一个温和的着陆。

然而，人们认为，“打击”的“冲击”；如果地球从自由落体中脱离，将被安全地吸收到。起落架--对乘员或飞机结构没有严重伤害的结构。

与目前的类型相比，Ulis 飞机制造成本较低。对称机身或机身可分为一系列“楔形节段”，基本上所有这些节段都具有相同的结构。这些单独的片段可以

60 按照传统的机身制造技术进行捆绑。优选地，主体的环形部分。围绕着。圆柱形喉部被制造成一个单元，并且楔形段可以被紧固到该单元上并且彼此紧固以提供圆形的

65 形状。在本发明的优选实施例中，其中一个节段被修改以提供飞行员舱。飞行员最好是坐在机舱里，这样他就可以背向飞机的中心，朝向机身的边缘。这样他的视线不受推力产生装置和控制装置的影响，控制装置位于安装推力产生装置的喉部附近

一个 ORET

同样优选的是，机身的与飞行员舱完全相对的部分被修改以安装发动机来驱动在优选实施例中使用反向旋转螺旋桨。在较大的飞机中，喉部周围的环形区域可以进行修改，以容纳乘客或承载其他类型的载荷。因此，可以理解的是，构成机身的至少一部分的主要部分可以是相同的。这与传统飞机形成对比，在传统飞机中，基本上所有部件都具有不同的尺寸和形状。显然，不需要昂贵的单个部件的制造，如尾翼、左右翼或锥形机身部分。

为了起飞，飞行员逐渐打开油门，将飞机从地面升起，然后向他希望飞行的方向倾斜。倾斜是通过改变控制面的姿态来实现的，控制面位于从喉部底部流出的高速气流中。下降时，飞行员只需在他希望着陆的地方保持水平，发动机减速以减少升力，从而使飞机着陆。飞行中的机动和常规飞机一样完成。例如，为了做一个简单的转弯，一架传统的飞机被滚动和转弯，然后俯仰改变以抬高机头。然而，在目前的情况下，由于俯仰和滚转是通过简单地倾斜飞机来实现的，所以这两种姿态变化是结合在一起的，飞行员在转弯时只需改变倾斜的方向。与传统飞机不同，爬升或下降主要是改变产生的推力大小的结果，这可以在不改变飞机姿态的情况下完成，因为飞机在水平位置时可以在这些方向上移动。因此，可以看出，发动机节流、机身倾斜和转动的结合使得飞机可以向任何方向飞行，在半空中停下来，悬停，以及垂直爬升和下降。

在附图中，示出了包括体现本发明原理的飞机的优选实施例的几个修改。从以下对这些不同修改的详细描述中，本发明的附加目的和飞机的优点对于本领域技术人员来说将是显而易见的。在图纸中：

图 1 是体现本发明原理的飞机从上方和一侧看的透视图。

图 2 是图 1 所示飞机的俯视图。

图 3 是从飞机一侧向上看飞机下侧的透视图。

图 4 是侧视图。视图。

图 5 是飞机在穿过飞行员舱和发动机舱的平面上的横向剖视图。

图 6 是显示飞机框架一部分的透视图。

图 7 是显示飞机起落架的优选形式的示意透视图。

图 8 是飞机控制系统的示意图。

图 9 是从飞机的改进形式的一侧和上方的透视图。

图 10 是图 11 所示飞机改型的侧视图。9。

图 11 是一个横截面示意图，显示了一个。附加修改。

图 12 是类似于图 11 的视图，显示了另一种修改形式。

图 13 是图解视图。飞机控制装置的操作如

的示意图。

在附图中，数字 10 用于表示体现本发明原理的飞机的机身或机体。从侧面看，飞机机身是圆形的。上方设有中心开口，该开口限定了垂直延伸穿过飞机的大致圆柱形喉部 11。喉部的直径可以大约是主体直径的三分之一，然而，这种关系可以根据下面将解释的因素而变化。如图 1 至 5 所示，优选的是，飞机机身的上表面 12 是平的或平面的。另一方面，下侧 13 基本上是平截头圆锥体的形状，从围绕喉部 11 下端的环形区域对称地向上和向外倾斜。在这种情况下，底面相对于水平面的倾斜角大约为 20°。还优选的是，飞机机身包括作为结构单元的中央环形部分，加上多个楔形节段，这些楔形节段固定到中央环形部分，并且围绕中央部分彼此固定。

基本上，飞机中心部分的框架包括一个金属板圆柱形壳体 14，它构成喉部 11 的壁。如果需要，该外壳可以由不锈钢制成。外壳 14 的上边缘 30 可以在半径上向外张开。如图所示的喉部入口；然而，优选的是，喉部的下边缘以大致直角与飞机的下侧相遇。壳体的上缘通过诸如焊接或铆接的方式固定到位于围绕喉部入口的水平面内的圆形管状框架构件 15 上。壳体的下边缘以类似的方式紧固到圆形管状框架构件 16 上，该管状框架构件 16 的直径略小于上部管状框架构件 15。提供第三管状框架构件 17，其直径明显更大，并且围绕壳体以与其间隔开的关系延伸，并且位于框架构件 16 上方的水平处。这三个框架构件通过多组桁架构件 18、19 和 20 彼此固定，每组桁架构件以三角形的形式布置，多组桁架构件设置在围绕壳体的间隔点处。因此，飞机的中心部分包括壳体加上三个管状框架构件和桁架，桁架 50 提供了一个重量轻且结构坚固的单元。

身体部分 21 在图 6 中以骨架形式示出。多个这些节段被固定到围绕飞机整体中心部分的两个管状框架构件 15 和 17 上。这些片段可以按照公认的飞机框架制造技术制造。如图 6 所示，每个节段可以包括一对桁架梁 22 和 23，在组装的飞机中，桁架梁 22 和 23 从中心单元径向向外延伸到弧形形成的管状支架 24，该支架形成在对应于飞机周边的圆形形状的曲率上。设置上、下两组肋 25 和 26 来加强每个节段的中间部分，并且两个翼梁的内端可以通过肋连接，例如用 27 和 28 表示的 65° 肋。优选地，后两组肋形成在与飞机的圆形同心的弧形上。在本发明的一个实施例中，除了两个片段之外，所有片段都是相同的。在该实施例中，其中一个分段被修改为 70° 以提供总体上以 29° 表示的飞行员舱，而第二个分段被修改为提供总体上以 30° 表示的发动机舱。按照公认的机身制造技术，各部分相互固定，这样提供的 75 飞机机身框架由轻质材料覆盖，

图所

示

一个或一个以上

图 14 是显示图 9 的飞机从起飞、飞行到着陆的各种姿态

5

金属板被铆接到框架的结构构件上的金属外壳；当然，如果需要，可以使用织物或其他材料作为框架的覆盖物。

在图 5 所示的例子中，使用汽油发动机 531 为飞机提供动力。该发动机可以是目前用于为轻型飞机提供动力的传统设计类型。发动机 31 安装在位于飞机下侧的两个内部和外部圆形管状框架构件 16 和 17 上。为了平衡飞机，发动机位于与飞行员舱完全相反的部分。在图 5 所示的轮胎实例中，飞行员越过喉部面对发动机。为了方便描述飞机各部分的位置，它们与穿过发动机和飞行员舱的垂直面有关；该平面被指定为“前和后”平面，该平面中的水平轴被指定为“前和后”轴，其中“前”表示飞行员面向的飞机 20 的那一侧。此外，术语“左”和“右”用于表示相对于飞行员面向的方向位于前后轴的一侧或另一侧的部件。

优选地，使用两个反向旋转的螺旋桨 32 和 33 来产生推力，以提升和维持飞行中的飞机。这些螺旋桨安装成绕一个共同的垂直轴旋转，一个在另一个之上，旋转轴与喉部 11 和飞行器主体 30 的垂直中心轴对齐。螺旋桨施加向上的推力，并且由于它们的位置，一个在另一个之上，上螺旋桨 32 的桨距略小于下螺旋桨 33 的桨距，以便平衡它们旋转产生的扭矩。螺旋桨 35 由轴 34 驱动，轴 34 从发动机 31 向喉部 11 的中心延伸。轴 34 的内端有一个用键固定在上的锥齿轮 35，锥齿轮 35 与上侧的锥齿轮 36 啮合，并与下侧的锥齿轮 37 啮合。相应的上锥齿轮 40 和下锥齿轮 36 和 37 分别键接在传动轴 38 和 39 上，以沿相反方向驱动两个螺旋桨。两个传动轴被轴颈支撑在壳体 40 中，壳体 40 也封闭了三个锥齿轮 35、36 和 37。壳体由一对管 41 和 42 从喉部 11 的侧面支撑 45，管 41 和 42 在喉部的直径方向上彼此对齐，管 42 用作外壳，并通过轴承作为驱动轴 34 的轴颈，驱动轴 34 将发动机连接到螺旋桨组件。50

虽然这里没有详细示出，但是可以理解的是，管 41 提供了一种方便的方式，用于在使用可变螺距螺旋桨的情况下，进入壳体 40 的内部和螺旋桨进行控制。使用这种类型的螺旋桨 55 的原因将在中详细讨论。稍后。

目前飞机上使用的动力装置的主要目的是施加向上的推力。所示类型的平衡反向旋转螺旋桨这样做不会对飞机施加旋转力。因此，可以理解，通过使用燃气涡轮发动机或其他推力产生装置，可以直接或间接地实现相同的目的。因此，本发明并不局限于附图中所示的特定类型的发电厂。

如前所述，为了平衡飞机中心垂直轴周围的飞机重量，飞行员的座舱或驾驶舱最好位于发动机 70 的正对面，如图 5 所示。驾驶舱可以容纳在部分 21 中，该部分被修改以省略肋和其他交叉支撑，使得该区域是开放的，并且尽可能没有任何突起。在。另外，它是

recommended that the pilot's compartment be enclosed

6

在顶部通过塑料“气泡”罩，如 43 所示。为了提供进入飞行员舱的通道，飞机的下侧包括一个铰链板或门 44，该铰链板或门 44 被布置成向下摆动到图 5 所示的位置。该面板上安装有台阶 45，使得飞行员可以通过降低面板爬上面板并通过设置在飞机下侧的开口进入驾驶舱。

建议现有飞机的操纵尽可能与所示的常规飞机的操纵一致，以便飞行员能容易地过渡到这种飞机。因此，驾驶舱包括传统安装的操纵杆 46、一对“方向舵”踏板 47 和节气门 48。因为。由于本发明的飞机没有方向舵，因此，在描述踏板时使用的术语“方向舵”暗示了本发明的飞机中由踏板操作引起的姿态的相对变化，指的是操纵传统飞机的方向舵踏板对该类型的船的影响。操纵杆和“方向舵”踏板直接位于飞行员座位 49 的前面，而油门位于座位的左侧。操纵杆的运动控制飞机的倾斜，“方向舵”踏板的运动控制飞机的偏航或转弯运动，油门控制发动机的转速。优选地，通过向上摆动油门手柄来打开油门以增加阻力，因为这种布置看起来是提升飞机的最自然的运动。飞行仪器可以安装在面板 50 上，面板 50 直接在飞行员的前面，在那里可以很容易地看到它们。

一般来说，飞机飞行时的姿态有两种变化。踏板 47 可以连接到用于改变一个螺旋桨相对于另一个螺旋桨的螺距的装置上。当然，改变螺距会改变其中一个螺旋桨所施加的扭矩，这个扭矩会在飞机上施加一个转动动力，使飞机围绕螺旋桨的垂直旋转中心轴旋转。这种变化使飞机“偏航”或转向。另一种姿态变化是由螺旋桨下方的运动空气柱对连接到操纵杆上的操纵面或叶片装置的反作用引起的。从本质上说，从操纵面到操纵杆的连接是这样安排的，即飞机在空中倾斜。操纵杆顶部移动的方向。更具体地说，在附图的图 1-5 所示的实施例中，控制表面呈一系列圆柱体的形状，这些圆柱体同心地安装在船舶的垂直轴周围，直接位于喉部下方。这些圆柱体共同形成一个“定向喷嘴”，通常用数字 51 表示。在所示的例子中，定向喷嘴包括三个薄壁圆筒，分别标为 52、53 和 54。圆柱体的高度是分级的，中间的一个 54 是三个中最高的一个。这种布置是优选的，以便当喷嘴严重倾斜时，在外圆筒和飞机底面之间提供足够的间隙。三个圆筒通过一对横杆 55 和 56 彼此连接，横杆 55 和 56 以彼此成直角延伸穿过各圆筒。前后延伸的横杆 55 的相对两端可转动地支承在轴承 57—57 上，轴承 57—57 分别安装在管状万向环 58 的径向相对两侧。参见图 8。该环又被枢转地轴颈支撑，以绕与支柱 59-59 下端的两个轴颈 57-57 的轴线成直角的轴线旋转，支柱 59-59 在喉部 11 的相对侧从飞机的下侧悬垂。通过这种方式，定向喷嘴可以在安装的限制范围内，围绕两者相交的点向任何方向倾斜

杆 55 和 56 相交，这是飞机垂直中心轴线上的一点。

现在参考图 8 所示的控制系统的示意性布局，将会注意到，使用了四根电缆来倾斜定向喷嘴，并且所有这四根电缆都连接到飞行员舱内的控制杆 46 上。更具体地，杆的下端枢转地安装在支架 60 上，支架 60 固定在控制管 61 上。杆的下端通过轴颈连接到支架上，用于绕着通常在船的前后延伸的轴线旋转，而管安装成绕着横向于飞机延伸的轴线旋转运动。在其安装的轴线下方的杆的下侧构成弓形象限 62。标为 63 和 64 的两根电缆连接到象限的下端，它们从象限的相对侧延伸穿过控制管 61 的纵轴。缆绳 63 绕着一对滑轮 65-65 向前然后向下延伸，它的下端连接到位于飞机右侧的横杆 56 的端部。另一根缆绳 64 以类似的方式绕过两个滑轮 66-66，并在其下端连接到横杆 56 的相对端。因此，向左摆动杆的顶部拉动缆绳 64 以提升定向喷嘴的左侧，并且来自螺旋桨的向下气流冲击成角度的喷嘴导致飞机向左倾斜。操纵杆顶部沿相反方向的运动拉动缆绳 63，以使定向喷嘴沿相反方向倾斜，这具有使飞机向右倾斜的效果。控制管 61 有一个固定在其上的滑轮 67，该滑轮也有两根分别标为 68 和 69 的缆索连接在其上，它们分别从滑轮的顶侧和底侧向前延伸。顶部缆绳 68 绕着单个滑轮 70 笔直向前延伸，然后向下延伸到万向节环，在万向节环处，顶部缆绳 68 以传统方式连接到邻近后轴承 57 的环。另一方面，缆绳 69 绕过四个滑轮，每个滑轮由数字 71 表示，延伸到飞机中心开口的左侧，然后向下延伸到万向节环上的连接点，该连接点与缆绳 68 的连接点完全相反。通过以这种方式连接两个缆绳 68 和 69，杆的顶部朝向飞机后部的运动导致控制管旋转-用于拉紧缆绳 68。这会抬高定向喷管的后部，使飞机在前方向上倾斜。向前摇动操纵杆拉紧缆绳 69，缆绳 69 提升定向喷管的前部，具有向下倾斜飞机前部的效果。显而易见的是，操纵杆向两个摆动象限 62 和转动滑轮 67 的运动将使定向喷嘴围绕万向环支架的两个轴线倾斜，从而允许飞机的任何期望的倾斜方向。

两个“方向舵”踏板 47-47 可以通过任何已知的方式机械地、电气地或液压地连接到两个螺旋桨中的一个或两个的变桨距机构上，以增加或减少一个螺旋桨相对于另一个螺旋桨的扭矩，从而转动飞机。在图 8 所示的例子中，两个踏板被示意性地示出为液压连接到两个螺旋桨中仅上部一个的变桨距机构，使得其桨距可以相对于下部螺旋桨的桨距变化。在这种情况下，下螺旋桨的螺距是固定的。显然，对于两个螺旋桨来说，控制的各种组合是可能的，包括差动类型的传动装置，使得一个螺旋桨轴可以通过制动装置或其它装置相对于另一个减速，以便引起转动扭矩的变化

油门杆 48 可以通过任何已知的用于增加或减少螺旋桨产生的推力的装置连接到发动机 31。在优选实施例中，油门杆位于飞行员座位的左侧，以便他可以将右手放在驾驶杆上，或者如果使用方向盘，则放在方向盘上，同时用左手握住油门。优选的是，油门杆基本上是长的，并且连接到发动机，使得该杆在发动机的速度范围内具有长的摆动弧 10。这样，控制是敏感的，因此可以很容易地对 r.p.m. 进行细微的改变。

所用的起落架由三个或更多减震带轮支柱组成，这些支柱在飞机下侧连接到两个内外管状框架构件 16 和 17 上。所提供的起落架具有相当大的移动量，并且其布置使得其向上移动的阻力逐渐增加。因此，起落架在着陆时使飞机的向下运动减速，这与通常类型的起落架相反，在通常类型的起落架中，向上运动的阻力在其运动范围内基本上是恒定的。在所示的例子中，起落架的每个支柱包括一个 Y 形上部 72、25，其上端通过诸如支架 73-73 的装置在间隔开的点处可枢转地连接到管状框架构件上。就在 Y 形臂的两个臂相互连接的点的下方，减速油压支柱 74 通过诸如 75 处公开的支架之类的装置枢转地连接到 Y 形枢的腿部。减速油压支柱的上端通过支架 76 枢转地连接到管状框架构件 17。因此，为了稳定，Y 形枢架在三个间隔开的点处固定到飞机机身上。腿的下端 35 指定为。77 从悬挂点向下并向外延伸，并安装一个管状支柱 78，该支柱在其下端带有一个脚轮型的轮子 79。由于本发明的飞机在没有动力的情况下自由降落的情况下与地面的碰撞可能相当严重，所以在起落架中使用的部件应该是结构坚固的部件，并且如图 7 所示，起落架的摆动范围应该在相当大的垂直距离上。此外，如果需要，Y 形枢的两个臂 45 可以被构造成在与地面碰撞时提供减震。

建议使用脚轮安装的轮子，因为飞机可以在地面上以任何方向滑行，方法是“加速”发动机，并倾斜定向 50° 喷嘴，使气流与地面成一定角度。在这种运动中，飞机相对于地面稍微升高，但是枢转安装的起落架保持与地面接触。

虽然这里没有示出，但是可以理解

如果希望飞机在水上运行，可以用圆形浮筒代替图中所示的底架。

如果需要，用于发动机的汽油可以装在安装在飞机机身内部的传统油箱中。然而，为了安全起见，最好提供 80° 所示类型的可投掷式气罐，这些气罐在飞机的前后方向呈流线型。可以使用两个这样的油箱，油箱位于飞机的相对侧，在点 65 处与中心等距。此外，用于将汽油从油箱输送到发动机的系统优选地被布置成使得汽油从两个油箱被均等地抽取，以便在使用供应时保持飞机的平衡状态。

图 1 至图 5 所示飞机在典型飞行中的操作如下。飞机停在地面上，控制装置处于空档，飞行员通过升高油门杆 4 来加速发动机。当反向 75° 旋转螺旋桨产生足够的推力时，飞机就会上升，直线上升

地面。然后飞行员可以使飞机向他希望飞行的方向倾斜，同时转动飞机，使他面向那个方向。-如前所述，通过改变方向喷嘴相对于船舶垂直轴的角度来完成倾斜。转向是改变由两个螺旋桨中较高的一个所施加的扭矩，以使飞机在所需的方向偏航。

描述。然而，在这种情况下，由于飞行员的位置相反，电缆从操纵杆向船的后部延伸。这种差异没有示出，因为这种变化对于本领域技术人员来说是显而易见的“方向舵”踏板和两个螺旋桨上部的变桨距机构之间的连接也是如此。

附加控制叶片 81 由对称形状的翼型部分 86 组成，当处于中立位置时，该翼型部分 86 在垂直平面内径向延伸穿过喉部的顶部，横向于飞机并直接在上螺旋桨的上方。叶片的相对端安装在总体用 87 表示的轴颈上，用于绕一轴线旋转，该轴线沿叶片的纵向延伸，径向穿过喉部。叶片两端的轴承可由流线型支柱支撑，例如 88 所示的支柱，该支柱在喉部的相对侧从飞机机身向上延伸。该叶片可以按照为常规飞机上的配平调整片提供可调节性所采用的技术，连接到位于飞行员舱内的轮子、曲柄或等效的调节装置上。

可调控控制叶片 81 具有两种功能。首先，如果飞机由重量

如果飞行员希望继续沿飞机倾斜的方向 j0 爬升，他只需增加油门设置。为了改变飞行方向，操纵杆和“方向舵”踏板被一致操纵，以倾斜和转动飞机。飞机在飞行中可以通过提高前缘来使其停止。飞机开始爬升的趋势(由于前缘被抬高，飞机仍在向前运动的结果)可以通过减小升力来克服。节气门设置。然后，通过操纵油门和飞机的倾斜程度，它可以停下来，这样它就可以依靠螺旋桨产生的推力和空气穿过机身上表面流向喉部产生的升力。为了下降，飞行员只需降低发动机的转速，同时将飞机引导到他希望着陆的地面点正上方 25° 的位置。飞机可能会在这一点上缓慢停止，然后油门慢慢关闭，以降低飞机，直到起落架接触地面。

的修改形式 30 的操作和构造。图 9 和 10 所示的飞机与前面描述的飞机略有不同。在这种情况下，基本结构与前面描述不平衡状态如图 13 所示。在这种情况下，标为 89 的小箭的相同，即定向喷管、起落架、发动机舱和包括喉部在内的头用于表示叶片 81 前方的不平衡向下力。显然，如果飞机机身的总体结构基本相同，主要变化在于提供了附加的机翼垂直起飞，一旦飞机离开地面，不平衡的重量会使飞控制叶片 81 和围绕飞机“机翼”或机身的外围延伸的开槽机向偏离的重心倾斜。这种不平衡可以通过改变定向喷嘴边缘 82。此外，从图 9 中可以看出，飞行员转过身来，使他的角度来克服。然而，在严重不平衡的情况下，这将大大背向飞机的喉部。对于飞行员来说，这种相同的布置可以用限制在喷嘴处可获得的方向控制。已经发现，偏心重量可在前面描述的修改中，并且实际上是优选的，因为它增加了以通过使叶片 81 成角度来补偿，使得叶片 81 从过载发生他的可见度，45 因为他不需要看喉部和喉部以外的飞机机身的一侧向上倾斜。在这种情况下，由旋转螺旋桨向下拉动的附加距离。更具体地说，这种改型飞机的截头圆锥形底面的气流撞击成角度的叶片(与传统飞机中空气撞击成角度相对于。-水平距离比 50 年前明显描述的飞机小。在这种情的方向舵或副翼的方式非常相似)，从而在飞机上施加倾斜力矩。因此，在图中! 3 倾斜力矩是逆时针的，这平衡倾斜度大约为 20°。的外边缘了箭头 89 所代表的向下的力。当飞机接近地面时，叶片

上表面相对于飞机平面顶部向下倾斜大约 30°，如 55° 8381 作为调整飞机的一种手段，在起飞和着陆时具有最大所示。一个狭窄的截头圆锥形整流罩 84 也以 30° 倾斜，以的效用。为了安全起见，在此期间飞机应保持水平位置。与其间隔开的关系围绕着飞机的外围。整流罩通过多个腹板 控制叶片 81 也可用于在飞行中与方向控制喷嘴一起改 85 固定到飞机上，腹板 85 从飞机机身径向向外延伸，并且变飞机的姿态。从起飞到着陆的典型飞行如图 14 所示。可以是翼梁 22 和 23 的延续，翼梁 22 和 23 位于段 21 的相应假设飞机处于基本平衡的状态，飞机首先垂直起飞，叶片侧。优选地，如果连续翼梁用于形成腹板，则相对侧由金属呈流线型，空气柱被螺旋桨拉入喉部。如图 4 所示，为了板或其他覆盖材料覆盖，以使它们流线化。按照已知的飞机改变船舶向右侧移动的姿态，控制叶片可以成角度，使其制造技术，整流罩本身可以由应力蒙皮结构制成。顶部向右。作用在叶片上的向下运动的气流然后施加一个

：这样提供的开槽边缘 82 被发现可以稳定飞机。-在很大倾斜力矩，该力矩倾向于降低飞机的前部，在这些视图中，程度上，狭槽抑制了飞机在飞行中 70° 姿态变化时的振荡趋该前部朝向右侧。一旦飞机开始在空中向右移动，方向控势。狭槽还被发现大大降低了飞机的终端速度，这是一种动制喷嘴就可以改变角度，使从喉部喷出的气流方向。飞机力切断的自由落体，这将在说明书的后面部分进行解释。保持在倾斜状态，同时通过定向喷管和叶片施加的倾斜力矩的组合保持水平飞行。把飞机带到水平位置。

C t be，。-连接到 j 控制杆的电缆，ast^rey^usly^S

一或

ET

11 12

为了悬停在将要着陆的地点上，可以转动控制叶片 81，使其垂直向上和向下，这增加了其阻力，以使飞行器倾斜，如图所示。在这种姿态的改变中，定向喷嘴也可以如图所示地移动。然后，为了从悬停位置偏离，控制叶片保持在中间位置，定向喷管移动到中间位置，发动机缓慢减速，使飞机慢慢向地面下降。

在附图的图 11 中公开的飞机的改型中，机身的形状略有改变，并且采用不同类型的控制叶片系统来代替定向喷嘴 51。在这种情况下，飞机机身的上表面 90 稍微呈碟形，而不是平的。截头圆锥形状保留在下侧 91，但是倾斜程度增加。所示的机身形状虽然不如图 1 至图 10 的改型那样稳定，但其优点是，空气被旋转的螺旋桨拉过机身表面的顶部和 into^喉部，从而产生了稍大的升力。在这种情况下，方向控制是通过使用四个方向舵状的控制叶片来实现的，这些控制叶片通常用 92 表示。这些控制叶片成对安装，用于围绕两个水平轴转动，这两个水平轴彼此成直角设置。如图 11 所示，两个叶片安装在杆 93 上，杆 93 的相对端轴颈连接在支架 94-94 上，相应的支架安装在从飞机下侧伸出的支柱 95-95 的下端。另一对叶片以类似的方式安装在杆上，该杆垂直于杆 93 横向于飞机延伸。这四个叶片通过缆绳连接到飞行员舱内部的控制装置上，从而对通过定向喷嘴 51 成角度而获得的飞机姿态变化具有基本相同的效果。每组叶片可以同时操作，或者如果需要，它们可以布置成彼此独立操作，每组叶片可以相对于彼此在相反的方向上移动，以便使飞机绕其垂直轴线转动。在图 12 中公开的本发明的修改中采用了基本上相同类型的叶片控制系统。在这种情况下，飞机的机身，虽然是圆形的，并有一个中心开口或喉部，在横截面上，更像是传统的机翼形状。标记为 96 的下侧保持截头圆锥形状。然而，上侧 97 也是倒圆锥的平截头体形状，比下侧的锥形表面具有更大的倾斜度。在与周边相邻的环形区域 98 中，主体向外向下弯曲，在半径 99 处与下表面相遇，因此在横截面上(如图 12 所示)，主体或“机翼”的外观非常像机翼。这样做是为了增加空气从飞机顶部流向喉部时的升力。

能见度 360 度。在这种改型中，起落架连接到支柱 101 上，并由一对油支柱 107—108 组成，这一对油支柱 107—108 彼此成直角设置，并在间隔开的点处枢转地固定到支柱 101 上，使得下端

承载脚轮的起落架的每个部件的 109 可以向上伸缩并径向摆动，以便吸收着陆冲击。

在这种情况下，方向控制叶片是指定的

10 UO——110。实际上提供了四个这样的叶片，成对地位于反向旋转螺旋桨下方的飞机的两个主轴上(如图 11 所示的例子)，在那里它们可以相对于彼此成角度，以控制飞机的姿态。

已经讨论过的所有修改都有一个共同的截头圆锥形底面上加上中心开口或喉部。不同修改的底面倾斜程度不同，图 11 显示了两个 20 度的极端(底面倾斜约 30 度)，图 10 显示底面倾斜约 12 度。这些特定的倾斜角度旨在代表一般的范围，而不是以限制的方式阐述。

当与图 10 所示的整流罩结构结合使用时，优选更浅的倾斜，甚至可以小于 12 度。下表面实际上可以接近或符合 30° 球面，特别是在图 9 和 10 所示的改型实例中，其中当飞机在飞行中姿态改变时，整流罩用于稳定飞机的振荡。一般来说，圆锥越陡，飞机越稳定。35 然而，较陡的倾斜使飞机在向前飞行时更加迟缓，浅的倾斜最适合设计用于高速飞行的飞机。

不管飞机底部的倾斜程度如何，在每种情况下的目的都是一样的——在飞行中提供 40° 的稳定性，特别是在有或没有动力的情况下下降。人们发现，即使在飞机从倒置位置坠落时，圆锥形也能稳定飞机，抑制振荡，使飞机下降时其中心轴线垂直，以直立位置着陆。

此外，图 1 至 10 以及图 13 和 14 所示的飞机的优选改型具有平坦的上表面。实际上，当飞机在除垂直方向以外的任何方向飞行时，平面上表面都是负角

相对于迎面而来的空气的 50 度攻击。因此，在飞行中，飞机“飞机”对抗迎面而来的空气；但是在。与具有正攻角的常规飞机相比，这种方式是相反的。负攻角滑行动作的阻力超过-

55 来自推力的向上分量。因此，可以说，现在的飞机“逆着向上的推力飞行”，而传统的飞机“逆着向下的重力飞行”

如前所述，截头圆锥体的飞行器 60 所示的锥形体设计，在正常负载条件下，在断电自由落体中具有令人惊讶的低速终端速度。图 9 和 10 的优选改型尤其如此，其中飞机机身的开槽周边既用作稳定因素，又用作空气制动。在这样的自由落体中，旋转的螺旋桨风车也减慢了下降的速度。定向喷嘴或导向叶片可用于自由降落，以将下降路径引导到可感知的程度，从而飞行员可以有一些

70 选择着陆点，他选择的纬度取决于飞机的高度。在断电自由落体中着陆并不容易。然而，所提供的起落架能够吸收大量的

75 力超过“一个相对较大的垂直距离

禁止转载

由于这种改型的“机翼”相对较薄，飞行员的舱室设置在吊舱 100 中，吊舱 100 位于飞机垂直中心轴线上的机翼下方。吊舱通过一系列弓形支柱 101 连接到“机翼”上，这些弓形支柱 101 连接到吊舱上，并从吊舱径向向外延伸，直至连接支架，如固定到“机翼”下侧的 102-102 所示在这种情况下，吊舱还安装有用于驱动反向旋转螺旋桨 104-105 的发动机 103。与前面讨论的改型一样，两个螺旋桨安装成绕飞机的垂直中心轴线旋转，并施加向上的推力。吊舱的下部是飞行员的座位和控制装置，通常用 106 表示

located, may be enclosed in clear plastic so that the pilot

.....。 ...。 13 ...。 15 16

与传统的起落架相比，飞行员的座位得到了进一步的缓冲因此飞行员在与地面碰撞时的减速不是突然的。此外，如果飞行员失去对飞机的完全控制，并且出现电源故障，在本发明的所有实施例中，除了图 12 中所示的以外，他都受到围绕他的机翼或机身部分的保护，这些部分必须在飞行员受到伤害之前被压碎。因此，在任何情况下，在崎岖不平的乡村或树林中断电对飞行员来说都不应该是灾难性的。

作为进一步的安全预防措施，并且仅用于过载条件下的自由落体下降，本发明的飞机可以安装 111 所示类型的火箭管。火箭管在飞机的中心轴线上向下，底部敞开。。该管可能包含一个接近融合发射火箭，它将在自由降落期间在地面以上预定高度发射，在起落架准备撞击地面时将飞机减速到安全下降速度。

因此，可以看出，我已经达到了所提出的目标——提供一种圆形的飞机，因此，制造经济；一种具有直升机所有理想特性的直升机，它能够垂直起飞和降落，可以向任何方向飞行，并可以在空中盘旋，因此不依赖于传统的机场设施飞行中异常稳定的飞机；“一个”不用飞行员任何努力就能安全着陆。

描述了我的发明后，我声称：

1. 一种飞机，包括从上面看是圆形的机身，所述机身的中心部分比其边缘厚，其下侧从与所述机身边缘同心的中心定位的环形区域向外和向上对称地逐渐变细，所述机身的中心部分在所述环形区域的内部开口，以提供从顶部到底部穿过机身中心的基本尺寸的圆柱形喉部，安装在所述圆柱形喉部内的一对反向旋转的螺旋桨，用于围绕与所述飞机的垂直中心轴线共同的轴线旋转，用于旋转所述螺旋桨的装置，用于引导高速气流向下通过所述喉部，万向环装置在所述喉部下方安装多个同心布置的薄壁圆筒，所述圆筒通常布置成它们的共同垂直轴线与所述主体的垂直轴线对齐，以及使所述气缸相对于飞机的垂直中心轴线在任何方向倾斜的装置，由此高速气流在倾斜气缸上的反作用导致所述飞机倾斜。

2. 一种飞机，包括从上方观察的圆形主体，所述主体的下表面为倒置的浅圆锥的平截头体形状，所述主体的中心部分是敞开的，以提供基本上圆柱形的喉部，该喉部垂直穿过所述主体的中心，用于产生向下穿过所述圆柱形喉部的高速气流的装置，多个同心设置的、整体布置的薄壁圆筒，万向环装置，将其所述圆柱体安装在所述主体上所述喉部正下方，用于同时倾斜运动，所述圆柱体通常设置成其公共轴线与所述主体的中心轴线垂直对齐，以及倾斜所述薄壁圆柱体的装置，由此所述高速气流反作用于所述圆柱体，导致飞机倾斜。

3. 在飞机中，从上方看是圆形的翼型，所述翼型在其中心具有从顶部到底部延伸穿过它的大开口，所述主体的下表面。将所述中心开口修圆成-75 b” 的形状。u W ' l ■ I-lj

“平截头体”是一个倒置的浅圆锥，一个整流罩以与其间隔开的关系固定在所述圆形主体的周边上并围绕该周边，所述整流罩向外调节。和-向下，并与飞机的相邻外周边缘一起限定围绕所述机身的开槽区域。

4. 一种飞机，包括从上方看通常为圆形的主体，所述主体在其中心具有基本上大的开口，以限定与所述主体的垂直中心轴线同心地延伸穿过主体的喉部，围绕所述喉部的所述主体的上表面基本上是平面的，其下表面为截头圆锥形，安装在所述喉部内的推力产生装置，该推力产生装置被布置成引导气流向下通过所述喉部，以提升和支撑所述飞行中的飞机；以及整流罩，该整流罩以与其间隔开的关系固定到所述主体的周边并围绕所述主体的周边延伸，并与所述主体一起限定开槽的环形区域，以稳定所述飞行中的飞机。

5. 一种飞机，包括：从上方看是圆形的机身，所述机身的中心部分在其中心具有基本上大的开口，该开口从顶部延伸到底部，以限定圆柱形喉部；安装在所述喉部中的推力产生装置；所述推力产生装置适于通过所述喉部向下投射高速气流；-至少一个控制表面，其安装在飞机机身上，并设置在所述气流中的所述喉部下方，用于使所述控制表面相对于所述气流成角度以使所述机身相对于水平方向倾斜的装置，以及固定到所述圆形机身的周边并与其成间隔关系的整流罩，所述整流罩向下成角度，并与飞机的相邻外周边一起限定围绕所述机身的开槽区域。

6. 一种飞机，包括从上面看的基本上圆形的机身，所述机身的下表面呈倒扁圆锥的平截头体形状，所述机身的中心部分敞开以限定垂直穿过所述机身中心的圆柱形喉部，安装在所述喉部内的推力产生装置，通过引导气流垂直向下穿过所述喉部来提升和维持所述飞机飞行，固定到所述圆形主体的外周并围绕其以间隔关系延伸的整流罩，所述整流罩向下并向外倾斜，以在飞机断电自由降落的情况下用作空气制动器，以及径向延伸穿过所述喉部上端的叶片，所述叶片适于在动力飞行时相对于由推力产生装置通过所述喉部向下拉动的气流成角度，以改变所述飞机的姿态，并且所述叶片适于相对于通过所述喉部向上移动的气流成角度，以在断电、自由降落的情况下改变所述飞机的姿态。

7. 一种飞机，包括：从上面看，基本上为圆形的机身，所述机身的下表面为倒置的浅圆锥的平截头体形状，所述机身的中心部分敞开以限定垂直穿过所述机身中心的圆柱形喉部；安装在所述喉部内的推力产生装置，通过垂直向下穿过所述喉部喷射气流来提升和维持所述飞机飞行，固定到所述圆形主体的外周并围绕其以间隔关系延伸的整流罩，所述整流罩向下并向外倾斜，以在所述飞机断电、自由降落、下降的情况下用作空气制动器，以及禁止转载控制表面，所述控制表面枢转地安装在所述主体上并设置在所述喉部下方，所述控制表面适于相对于气流成角度

当飞机处于动力飞行中时，推力产生装置通过所述喉部向直接围绕所述喉部的所述飞机机身部分是一个结构单下突出，用于改变所述飞机的姿态，并且所述控制表面适元，由限定所述喉部的大致圆柱形构件、连接到所述圆柱形于相对于向上通过所述喉部移动的气流成角度，以在断电构件的相应上端和下端的上部和下部圆柱形管状框架构件、的情况下改变所述飞机的姿态。秋天。围绕所述圆柱形构件并与其成间隔同心关系的第三圆形管状框架构件、连接相应管状框架构件的多组桁架构件，每组8。一种飞机，包括一个圆形机身10个桁架构件以三角形形式布置在从所述圆柱体的垂直中从上面看，所述主体的上表面是平面的，所述主体的下表10个桁架构件以三角形形式布置在从所述圆柱体的垂直中面是浅倒圆锥的平截头体形状，所述主体的中心部分是敞心轴线径向向外延伸的平面中，并且多个锥形段彼此连接并开的，以限定垂直穿过所述主体中心的圆柱形喉部，一对连接到中心结构单元，所述段形成围绕中心结构单元的连续反向旋转螺旋桨安装在所述喉部内，用于绕垂直中心线旋环形体。

转！产生向上推力的所述机身的轴线、控制表面、操纵所述表面以使所述机身在相对于水平方向的任何方向上倾斜以使所述飞机在飞行中沿倾斜方向移动的装置，以及以与其间隔开的关系固定到所述机身20的周边并围绕该周边的整流罩，所述整流罩向下并向外倾斜以提供完全围绕飞机外周边的开槽环形区域，从而在任何飞行方向上稳定飞机。

9.在飞行器中，从上方看去是圆形的主体，所述主体的上表面基本上是平面的，所述主体的下表面呈倒置的浅圆锥的平截头体形状，所述主体的中心部分是敞开的，以限定垂直延伸穿过所述主体的圆柱形喉部，所述环形

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

1,822,386 Andersen----- Sept . 8, 1931

2,377,835 Weygers ---- ----- Tune 5. 1945

2,468,787 Sharpe --- - - - - - My. 3, 1949

2,547,266 Hoglin-----Apr. , , 1951

2,730,311 Doak ami。 00, 1956

2, 801, 058 斋 1957 年 7 月 30 日

外国专利

394, 969 法国 190 年 12 月 8 日

1036163 法国 1953 年 4 月 22 日

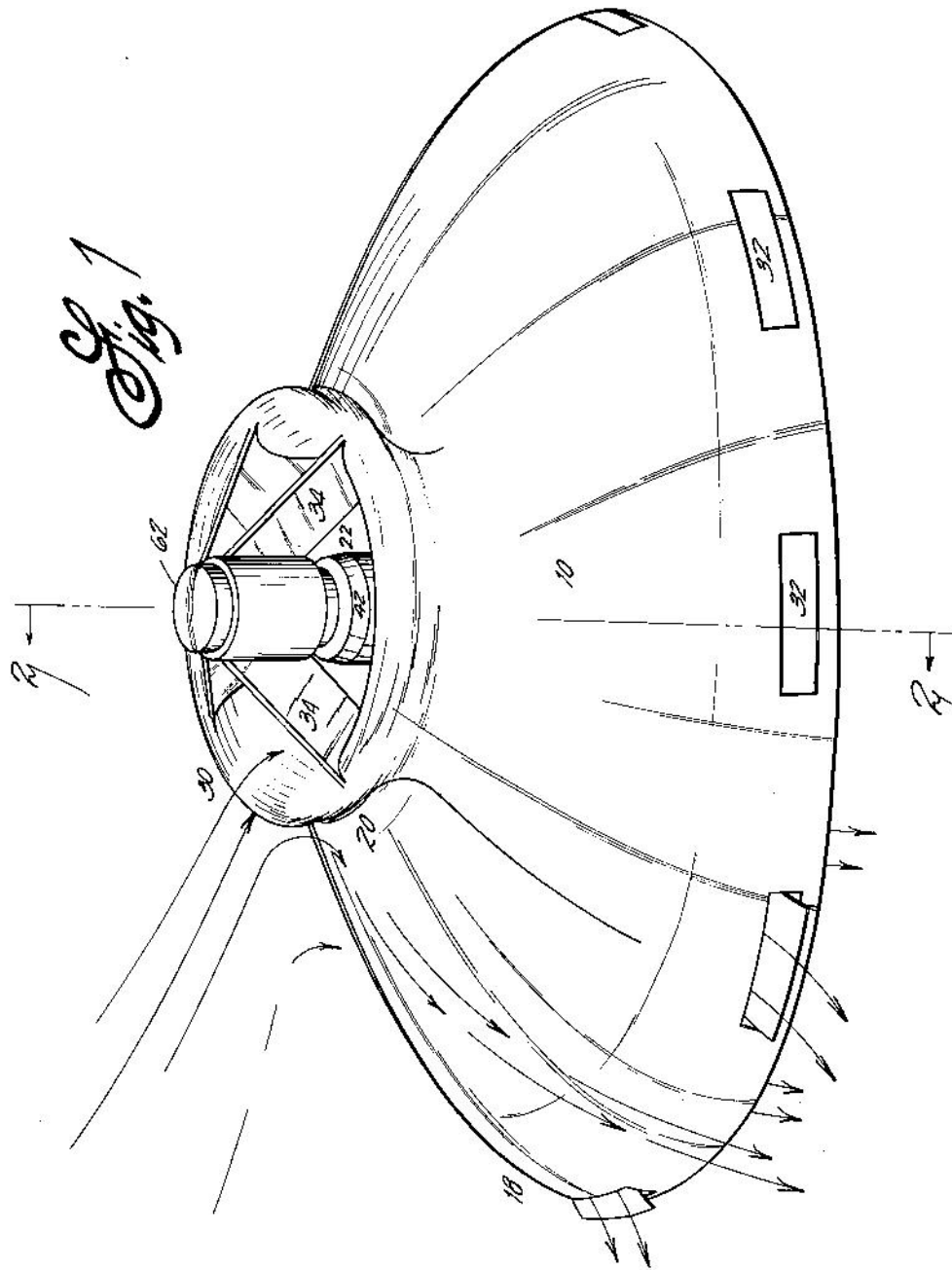
QQ475725346

禁止转载

1961 年 8 月 22 日

陀螺稳定垂直上升飞行器

1959 年 10 月 30 日提交 2 页-第 1 页



INVENTORS
 Thomas P. Mulgrave
 Friedrich A. Ringler
 BY

Arthur L. Bollman
 Attorney

QQ475725346

一个 ORET

1961 年 8 月 22 日

陀螺稳定垂直上升飞行器

1959 年 10 月 30 日提交 2 页-第 2 页

禁止转载

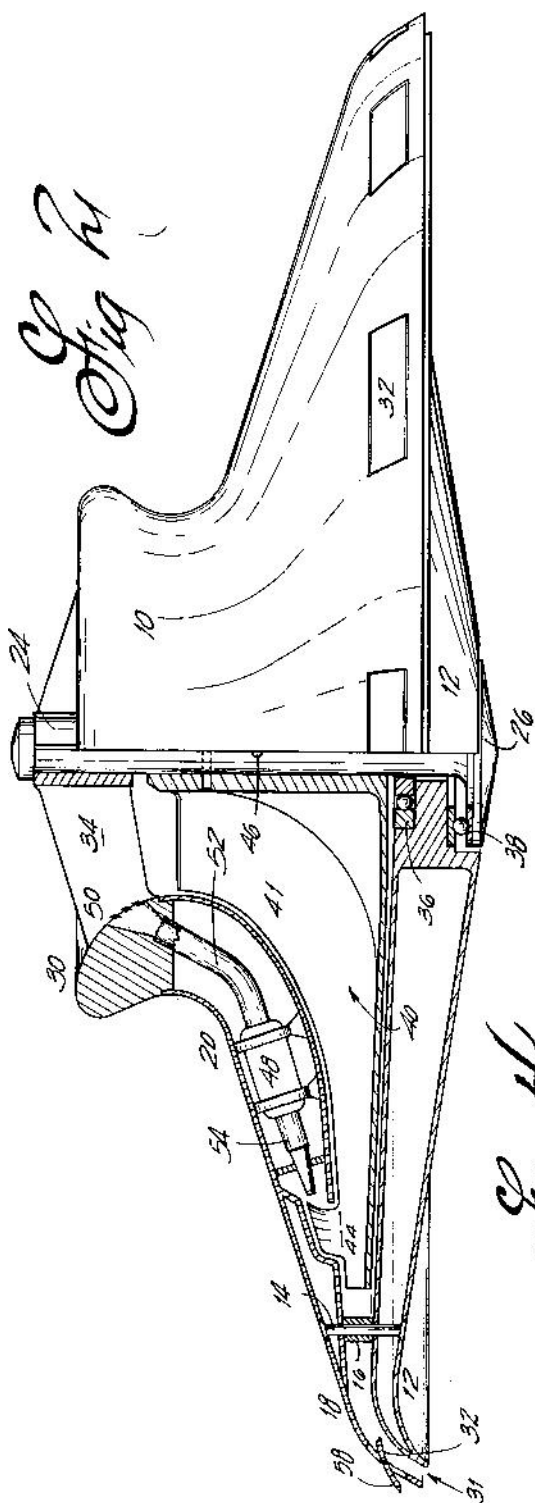


Fig. 2

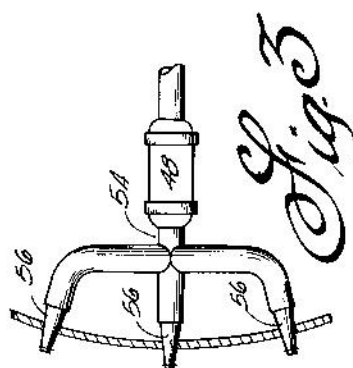
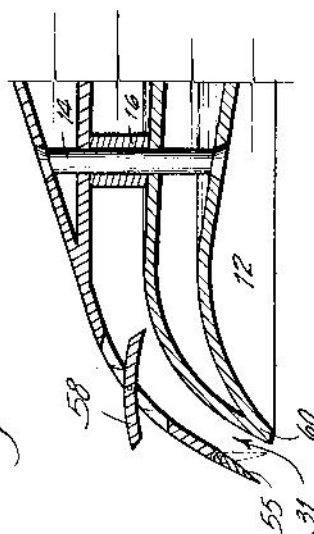


Fig. 3



INVENTOR.
Thomas P. Mulgrave
Friedrich O. Ringler
BY
Arthur W. Collins
Attorney

QQ475725346

美国专利局

1

2 997 254

陀螺稳定垂直上升飞行器

托马斯·普尔格雷夫，马卡姆路2号宾夕法尼亚州格伦米尔斯20号信箱2号。，和弗里德里希·奥·瑞格布，西北22。新泽西州伍德伯里高地泽西街
于1959年10月30日提交，爵士。第849, 998号4项索赔。(Cl. 244-12)
(根据《美国法典》(1952年)第35篇第二节授予。266)

本文所述的发明可由美利坚合众国政府出于政府目的制造和使用，无需支付任何版税。

本发明涉及一种飞行装置，更具体地说，涉及这样一种装置，其中机翼、尾翼和机身被具体化为一种紧凑的整体结构，该结构具有一种结构和流体推进装置，该装置获得足够的升力来提供垂直起飞和着陆。

本发明的一个目的是提供一种在水平飞行中具有低阻力的装置。

另一个目的是提供一种飞行装置，其中由于流过和穿过该装置的流体的空气动力学流动模式，其构造和流体推动结构提供提升效果。

本发明的另一个目的是提供一种具有更大强度、稳定性、安全性、紧凑性和结构简单性的飞行装置，其同时消除了升降舵机翼、副翼、外部方向舵或尾翼和寄生阻力的其他因素。

通过参考结合附图考虑的以下详细描述，本发明的其他目的和许多伴随的优点将容易理解，因为同样变得更好理解，其中：

图1是体现本发明的装置的透视图。

图2是沿图2-2线截取的局部截面图1。

图3是图1的气体发生器的喷嘴部分的放大视图图2更好地示出了喷嘴的位置。

图4是沿着图1的装置的外周的唇部的放大视图图2更好地示出了流动控制装置和围绕该外周的唇缘下边缘的形状。

特别参照图1-3如图1和2所示，装置的外表面或轮廓由两个部分10'和12限定。部分10'通常是钟形的，其外表面在点18和20之间向上向内倾斜，然后在20处再次向外张开以形成冠部或唇部30。中心圆形开口22形成在板的顶部或冠部。点20和30之间的顶部10的轮廓，如图2是S形或ogee形。这产生了围绕开口22周围的唇缘结构。

部分12通常也是钟形的，尽管比部分10稍微扁平一些。部分10和12一个接一个地固定定位，它们向外张开的末端并置，并通过外围定位的螺柱14和间隔套筒16间隔开预定距离。通过以这种方式固定板，在它们之间的区域限定了环形空腔。当从横截面看时，该空腔(图2)逐渐变细，即从开口22向外围末端32变窄。

部分10通过间隔开的肋元件34轴颈支撑在轴24上。部分12通过径向推力轴承36类似地轴颈4在轴24上。其允许轴上的部分10和12旋转；-那个

2 997 254

1961年8月22日获得专利

2

垂直推力轴承38固定在轴24的凸缘末端26上，用于承受由部分10和12形成的壳体的垂直推力。

通过禁止转载销46固定安装在轴24上的叶轮组件40包括多个叶轮叶片41。这些叶片元件围绕轴成平衡关系，并从轴径向延伸到部分10和12之间的空腔中。叶片40'的锥度跟随由部分10和12形成的空腔的锥度，从而将空腔的内部分隔成单独的多个通道，这些通道终止于相对较窄的末端32。叶片44固定在叶片41的末端。

多个气体发生器48设有与开口22分段连接的空气入口导管50

10.推进喷嘴56(图3)通过增压室54连接到气室48的排气端，将燃烧后的空气和气体引导到叶片41的叶片44上。优选实施例包括四个围绕开口22外围平衡的这种发生器20。

百叶窗55，设置在部分10的末端(图4)并可由飞行员以附图中未示出的方式单独操作，确定排气口的面积25。百叶窗58改变空气排气推力的合成矢量。

在操作中，气体发生器48被点燃，空气从开口22通过垂直入口50被吸入，并通过导管52被引导到发生器48中。然后，空气被加热并由推进喷嘴56排出到叶片44上，导致叶轮组件40旋转。

叶轮组件40的叶片41的旋转将空气从部分10的外表面20'向上35°并越过唇部301吸入开口22。由于唇缘30的构造，当空气经过唇缘而不与边界层表面分离时，空气的速度显著增加。此外，由于通道呈40°锥形，壳体内部的空气速度也增加了。通过百叶窗55的旋转来改变出口32的面积，可以在一定程度上控制空气的最终速度。

空气在唇缘30'上的高速而不与边界分离会在装置上产生升力。

部分12的外围唇缘的轮廓在60处限定了尖端构造。在60°处的这种尖端构造允许在板12下方的尖端空腔中形成涡流，该涡流由于尖端的设计特征而保持平衡，并执行双重功能。首先，它增加了机翼点18处的流速。第二，它作为气流的滚柱轴承，引导气流从机翼后缘的环形开口31流出，从而消除机翼表面10后缘边界层分离的可能性。

空气通过叶片40'在内腔中形成的通道向下冲击，导致机翼绕轴24旋转，产生回转稳定性并获得高角动量，从而减少摩擦。固定轴环62和带凸缘的末端26防止机翼偏离轴旋转。

上面的操作说明是在机翼表面产生65°的升力，使飞机垂直起飞和着陆。在希望从垂直飞行改变到过渡飞行的情况下，百叶窗58被操作以改变穿过机翼内部的空腔70的空气推力的方向。

显然，根据上述内容，本发明的许多修改和变化是可能的

禁止转载

教义。因此，应当理解，在³所附权利要求的范围内，本发明可以不同于这里具体描述的方式实施。

声称的是：
1. 一种飞行装置，包括：其中具有中心圆形开口的翼型结构；所述结构具有大致钟形的顶部，并且围绕所述开口的周边基本上呈卵形或 S 形；也是钟形的底部，与顶部隔开预定距离，以便在它们之间形成一个腔室，该腔室通向顶部的所述开口，所述腔室的侧面向内逐渐变细，以在两个部分的外周提供一个相对较窄的开口；下部的外端的轮廓为包括尖端的曲线壁表面，以便于尖端后面的流体涡流的稳定；垂直设置在所述开口中的轴；用于将该结构可旋转地安装在轴上的装置，使得该结构可以独立于轴旋转；多个固定在轴上的叶片，叶片以平衡的关系从轴径向延伸到所述腔室中，并将所述腔室的内部分成独立的多个通道；用于旋转所述叶片的动力装置，由此流体被径向向内抽吸穿过所述结构的顶部，越过唇缘的顶部，并向下穿过尖端上的开口，从而在沿着结构表面的各个点处实现提升推力。

2. 根据权利要求所述的装置。1 包括位于顶部外围末端的多个百叶窗，用于控制吸入腔室的流体速度。

3. 根据权利要求 2 所述的装置，进一步包括位于 85° 外围的第二多个百叶窗

1,047,266	Mees	Dec. 11, 1912
1,123,589	Portee	Jan. 5, 1915
2,718,364	Crabtree	Sept. 20, 1915
2,807,428	Wibault	Sept. 2-4, 1957
2,811,149	Breguet	Aug. 11, 1951

该顶部用于改变在该结构外围排出的流体的方向。

4. 一种飞行装置，包括其中具有中心圆形开口的圆形翼型结构；所述结构由两个部分限定，一个顶部和一个底部，间隔开预定的距离，并且基本上关于穿过所述开口的垂直轴线对称，其中邻近开口周边的顶部的的外周表面基本上呈卵形或 S 形，由此空气将被吸入所述唇缘的顶部，从而在其中产生提升效果；垂直设置在所述开口中的轴；用于将该结构可旋转地安装在轴上的装置，使得该结构可以独立于轴旋转；多个固定到轴上的叶片，从轴以平衡关系径向延伸；多个气体发生器，以围绕轴的平衡关系位于所述结构的上部；导管装置，用于将空气从结构中的所述开口引导通过气体发生器；用于加热空气的装置；多个喷嘴装置 to 将来自气体发生器的热空气排出，以引起所述叶片的旋转，由此空气被径向向内抽吸穿过所述翼型结构的顶部，并通过开口向下 25° ；用于通过开口底部排出空气以产生提升推力的装置。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利



75725346
JE 还是东部

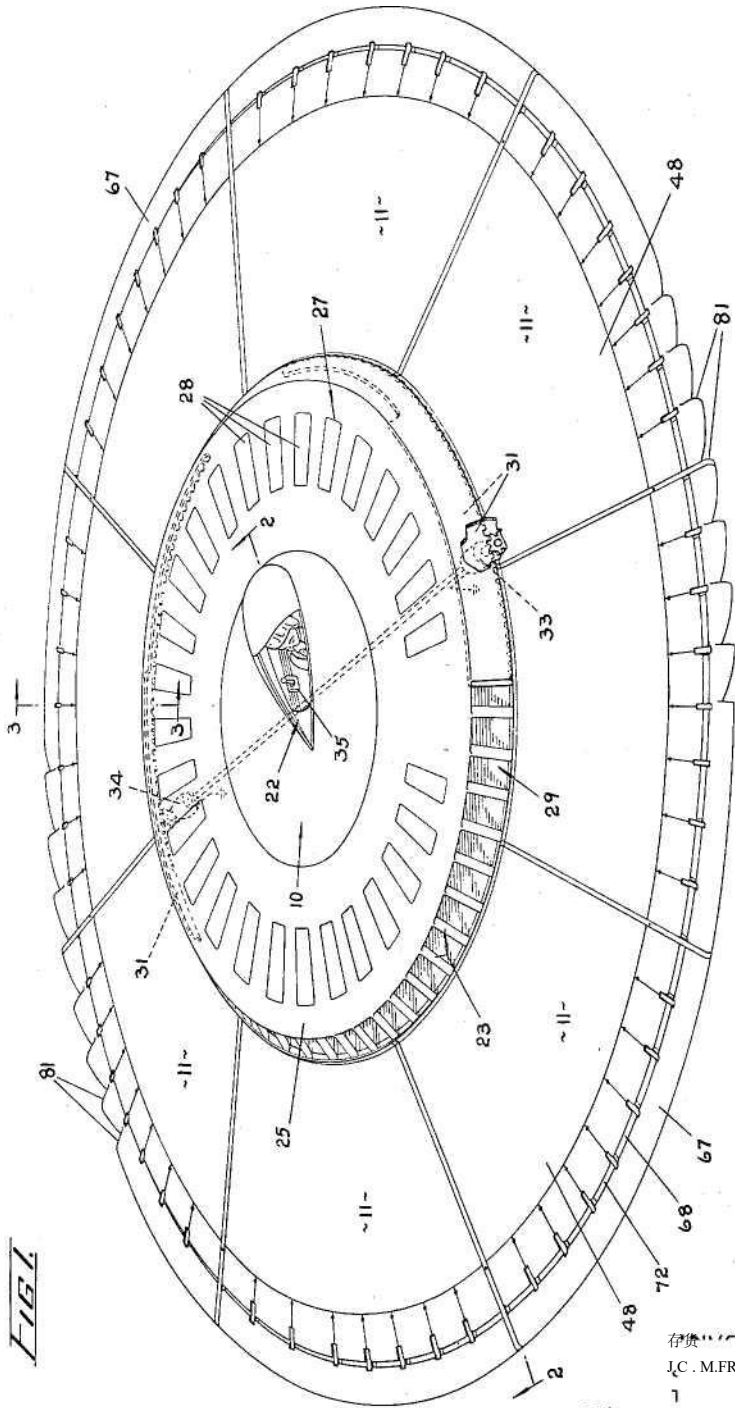
1962年1月23日

J.C. 14.FROST ETAL
具有多个径向布置的燃气涡轮发动机的
盘式飞机

3, 018, 068

于 1955 年 5 月 9 日
提交

5 表-表 1



存案
J.C. M.FROST meAw.
BY
Maybee & Legris
ATTORNCYS.

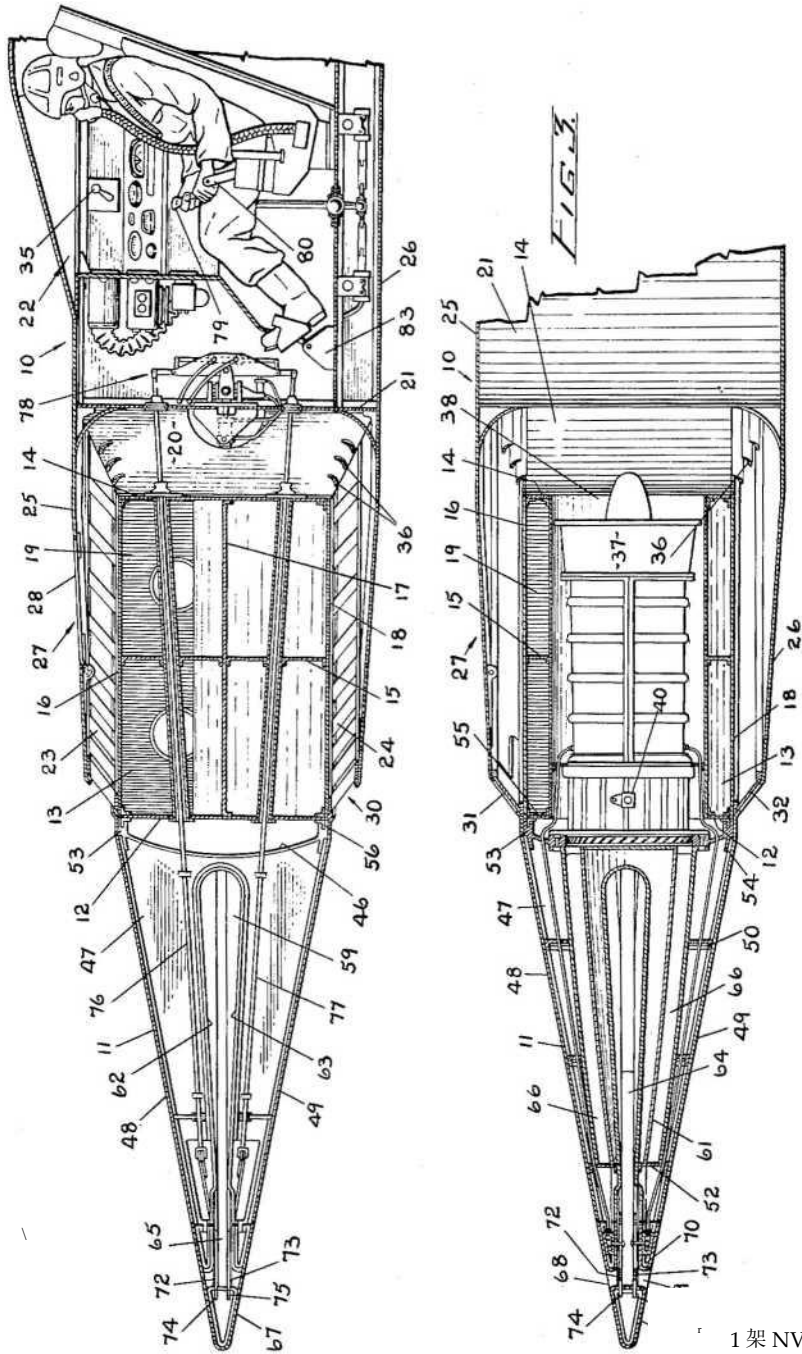
QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 1 月 23 日

J.C.M. FROST ETAL 3, 018, 068
具有多个径向布置的燃气涡轮发动机的盘式飞机

于 1955 年 5 月 9 日提交

5 页-第 2 页



1 架 NVEMTors
J.C.M.严寒
T.D.CARL
经过
Maybee Segris
ATTOF <
北€ys

禁止转载

1962年1月23日

具有多个径向布置的燃气轮机的盘式飞机

3, 018, 068

5月9日提交, 1955

发动机

5表-表3

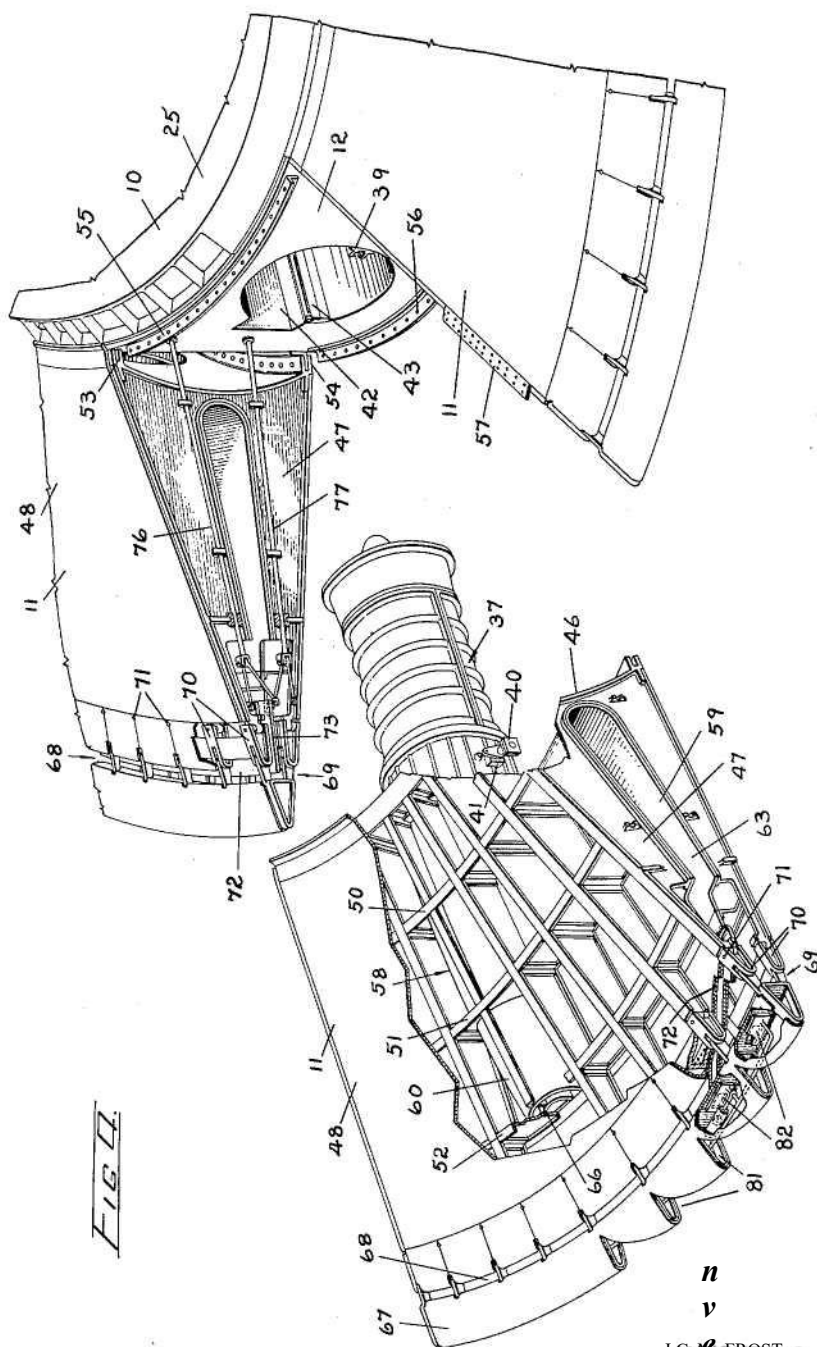


FIG. 1

J. C. FROST & SONS
ETAL

By

Maybee

Legris

于1955年5月9日提交

f

f

o

st

r

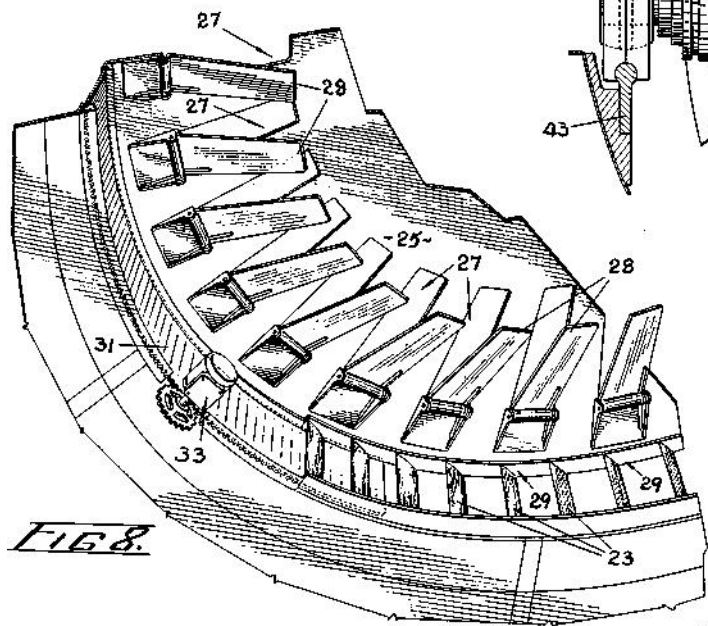
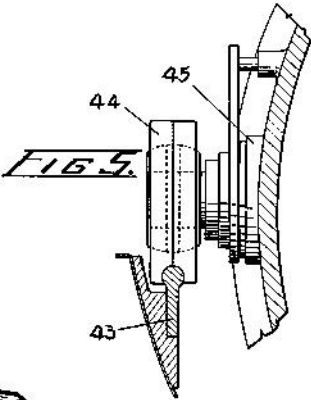
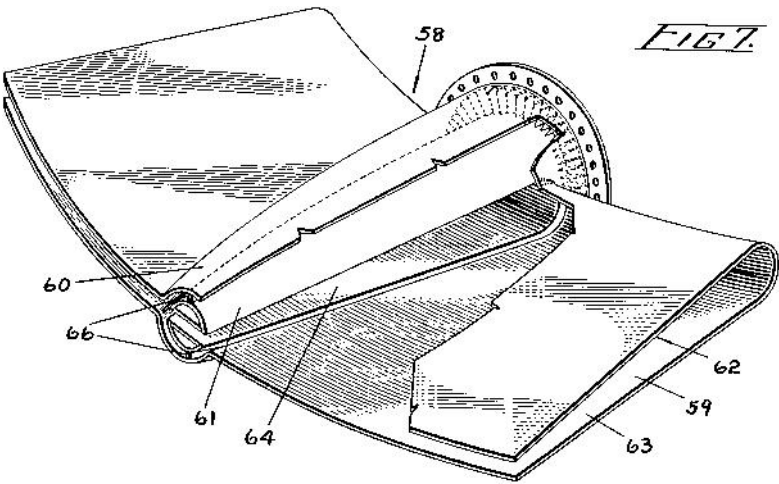
n

e

a

^

QQ475725346
ONE OR ET



INVENTORS
FR ST 研发
卡尔 attorn
eys
Maybee & Legris
于 1955 年 5
月 9 日提交

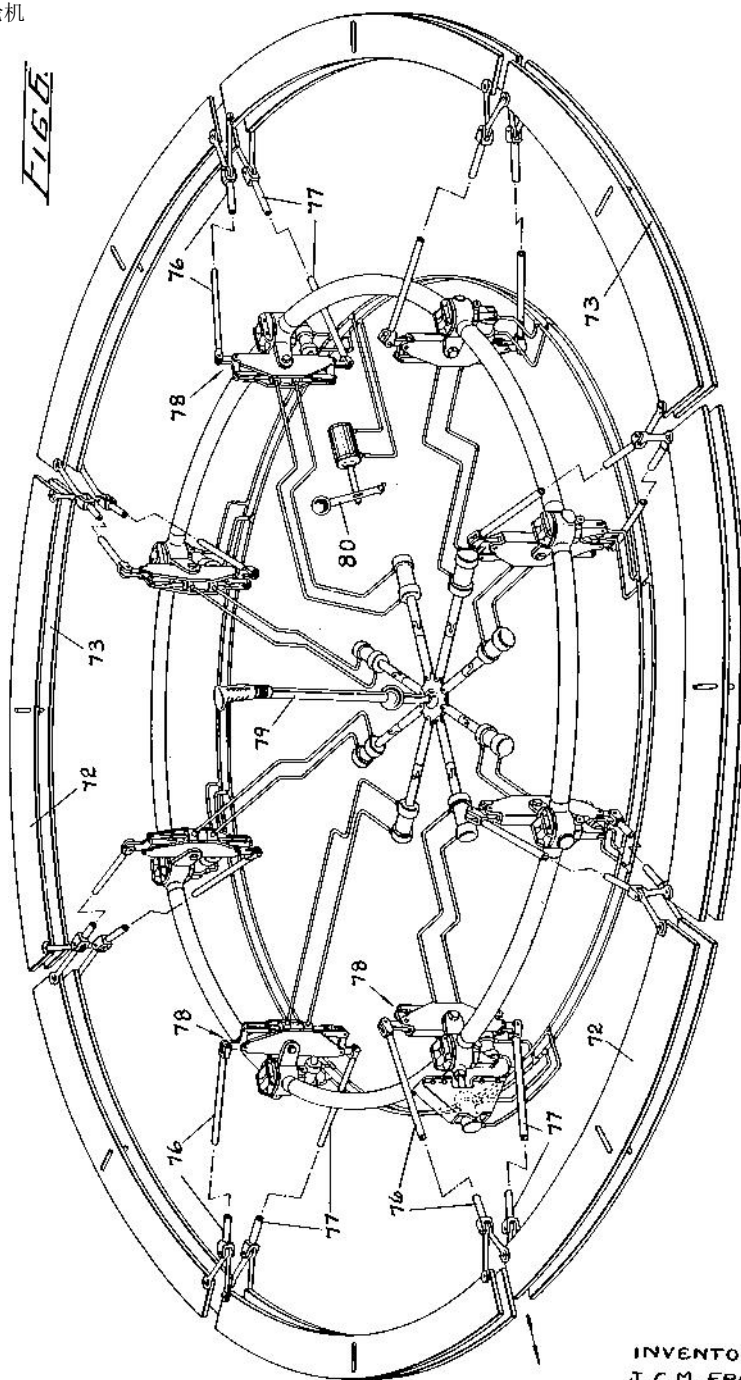
1962年1月23日 ENG ZINES

3, 018, 068

盘式
ArRCR3FTwJTTH<MU
LTIfL^RAJIALLY 处理
燃气轮机

5 页-第 5
页

禁止转载



INVENTORS
J. C. M. FROST
T. D. EARL
BY
Maybee & Segris
ATTORNEYS.

3 018 868

具有多个径向布置的燃气涡轮发动机的盘式飞机
加拿大安大略省乔治敦市的约翰·柯林-梅多斯·弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔，转让人，由梅斯内作为签字人，转让给加拿大安大略省梅恩市的阿夫罗飞机有限公司，一家公司
于 1955 年 5 月 9 日提交，爵士。

第 507, 180 号要求优先权，英国公告 1954 年 5 月 11 日 12 个诅咒。

(Cl. 244—1'S)本发明涉及飞行器，更具体地说，涉及圆盘型或圆形飞行器，其从飞行器内沿大致径向流动并使其周边排出的高速气流中获得推进推力。

这种类型的飞机在 1957 年 9 月 17 日提交的序列号为 684, 615 的约翰·杜贝里、约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔的共同未决专利申请中公开。前述共同未决申请描述了一种飞行器，其包括由相对的翼型表面覆盖的大致透镜形结构，所述翼型表面从它们的中心内侧部分到它们的外周边缘在外侧方向上朝向彼此会聚，并且径向流燃气涡轮发动机设置在所述翼型表面之间，并且具有盘状转子，该盘状转子的旋转平面近似平行于所述相对表面之间的中间平面。

空气进入设置在上翼型表面中的入口，然后在穿过增压室之后，它径向向外流动穿过燃气涡轮发动机的双面多级径向流动压缩机 30，然后进入发动机的环形布置的燃烧室，在那里它支持燃料的燃烧，并且燃烧产物或气体从该燃烧室膨胀穿过发动机的径向流动涡轮进入外围通道，35，由此它们径向向外流过包括选择性可变装置的周向孔口，由此喷射气体流以受控的方式被引导以提供向前的推力。然而，在盘式飞机中使用径流式燃气涡轮发动机有一个主要的不良特征。

如果发动机因结构故障或敌人的行动而损坏，并且损坏到转子停止的程度，这将是极其危险的。在没有动力的情况下，很难(如果不是不可能的话)使飞机安全着陆，飞行员和机组人员必须放弃飞机。这种行为除了会给乘员带来不良的危险外，还会大大增加飞机的损耗率。因此，本发明的主要目的是提供一种具有多发动机可靠性的盘式飞机。

本发明的另一个目的是提供一种盘式飞机，其具有改进的基本结构，导致增加的推力/重量比。

结合附图，通过对以下说明书的研究，本发明的前述和其他目的和优点将变得显而易见，在附图中，相同的附图标记表示几个视图中的相应部分，其中：

60
FIG.图 1 是根据本发明构造的飞机的透视图；
图 2 是沿着图 2 的线 2-2 截取的飞机的径向剖视图 1；
图 3 是沿着图 3 的线 3-3 截取的 6g 飞机的径向剖视图 1；
图 4 是飞机的一部分的透视图，其中一部分被分离，该部分的一些部分被剖开以显示结构的细节；
图 5 是典型的左舵发动机的放大剖视图；**^^-., f
图 6 是 shuttersandshutterjfli 的透视图

飞机的控制器，为了清楚起见，快门控制器以放大的比例显示；

图 7 是发动机排气喷嘴组件和排气导管的部分剖开的透视图；和图 5 图 8 是飞机增压室内部的部分透视图，特别示出了进气口百叶窗。

本发明的飞机在平面形状上基本上是圆形的，在立面上，它在每个突出的截头圆锥形结构的中心部分上呈现平的双凸面；可以说这种结构是透镜形的。飞机可以分成两个主要部分，即核心 10 和一系列可拆卸地彼此固定并固定到核心的节段 11(优选为环形节段)，节段彼此固定时构成环形结构。

堆芯 10 由外壁限定，在所实施例中，该外壁是环形燃料箱 13 的外壁 12。燃料箱由前述圆柱形壁 12、内圆柱形壁 14、中间圆柱形壁 15、上部环形壁 16、中间环形壁 17、下部环形壁 18 和径向挡板 19 构成；中间环形壁、中间圆柱形壁和径向挡板提供隔间，由此减少燃料的移动。优选地，燃料箱被加压用于高空飞行。所描述的储罐构造和布置易于制造，并提供了高强度的基本结构。

一系列抗剪腹板 20 固定在油箱的内侧圆柱形壁 14 上，并沿径向向内延伸，抗剪腹板 20 在其内侧边缘支撑一个中心圆柱形壳体 21，壳体 21 限定了一个飞行员舱或占用室 22。

向内倾斜的肋 23 周向布置在燃料箱的上壁和下壁上，邻近其外侧周边。和 24，它们分别以与上罐壁和下罐壁隔开的关系支撑上中心表层 25 和下中心表层 2-6。蒙皮适当地固定到飞机核心的其他结构部分，包括圆柱形壁 21，并且它们提供飞机的中心外壁。

上罐壁 16 和外壳 25 之间、下罐壁 18 和外壳 26 之间以及内侧罐壁 14 和圆柱形壁 21 之间的空间提供了环形增压室。在上蒙皮 25 上是周向布置的空气入口 27，其通常由弹簧加载的门或百叶窗 28 关闭(见图 2)8)。肋 23 和 24 被覆盖物覆盖，除了在肋之间的空间提供附加空气入口 29 和 30 的前部。轮胎入口 29 和 30 适于由滑动门或百叶窗 3 关闭！和 32。在这些门的内边缘上有齿轮齿，这些齿轮齿与可逆马达 33 和 34 的轴上的小齿轮相啮合，可逆马达 33 和 34 可由飞行员舱内的合适控制器 35 操作。一系列同心叶栅 36 在相邻抗剪腹板 20 的上端和下端之间延伸，由此进入入口的向内流动的空气向内偏转。叶栅不仅为增压室内的空气提供了理想的流动特性，而且还加固了抗剪腹板的无支撑边缘，提高了抗应力能力。

为了减小飞机的尺寸，已经发现将发动机 37 定位在径向设置的通道中是有利的，该通道由大致圆柱形的端部开口的壳体 38 提供，壳体 38 从外侧油箱壁 12 延伸到内侧油箱壁 14；很明显

一英尺或英尺

3.4
外壳密封在罐壁上。在每个壳体的一侧是轨道 39, 该轨道 39 适于接收安装在发动机上的安装垫 41 上的安装块 40。在壳体 38 的相对侧是纵向凹槽 42, 其足够大以容纳特定发动机装置的侧面安装的附件。在凹槽下面并固定到壳体上的是珠状轨道 43, 该轨道适于可滑动地接收连接到发动机上的安装垫 45 上的带凹口的安装块 44。因此, 发动机可以方便地滑入其通道并牢固地保持在其中, 其进气端与增压室对齐, 其出口端伸出飞机的核心 10。

八个区段或环形区段 11 彼此相似, 因此只需要描述一个。每个扇形体包括一个内侧壁 46 和一系列径向延伸的基本上为三角形的肋 47, 内侧壁 46 具有弯曲的横截面以获得更大的强度, 肋 47 的外边缘被上蒙皮部分 48 和下蒙皮部分 49 覆盖。顺便说一下, 八个环形扇形体的蒙皮部分 48 和 49 以及核心 10 的中心蒙皮 25 和 26 一起构成飞机的机翼表面。三组周向间隔的肋 50、51 和 52 在相邻肋之间延伸, 并固定在其上, 以提供异常坚固但重量轻的结构。扇形部分可以通过壁 46 的上下边缘上的 U 形构件 53 和 54 牢固地固定到飞机的核心 10 上, 并且分别接合核心壁 12 上的角支架 55 和 56。相邻扇区的边缘可以通过任何合适的方式彼此固定, 例如通过对接带; 对接带的一段在图中用 57 表示 4。

在每个扇区中结合有排气通道, 该排气通道由排气喷嘴组件 58 和排气导管 59 构成(见图 1 和 2)。4 和 7)。排气喷嘴组件包括外圆锥形外壳 60, 在外壳 60 内是鞍形或不完全卵形的芯 61; 壳体的内侧端和芯部的内侧端是圆形的, 并且它们一起提供了适于与涡轮机出口对准的环形排气喷嘴的端部, 同时它们的外侧端邻接肋 52 中的一个, 并且由此被封闭。外壳 60 伸入排气导管 59 的间隔开的上壁 62 和下壁 63 中, 并且在芯 61 中设置有径向延伸的狭槽 64, 以给排气导管提供连续性。上蒙皮 48 和下蒙皮 49 在其外侧边缘与排气导管的上壁 62 和下壁 63 相接, 以提供排气出口 65。扇形区的排气导管首尾相接, 它们共同构成一个环形布置的排气通道, 该排气通道环绕飞机周向延伸并终止于一个环形排气口。

间隔物 66, 其相对于。排气喷嘴组件 58 设置在外壳 60 和芯 61 的相对表面之间, 以在这些元件之间形成牢固的结构连接。必要的是, 肋 47 和肋 50 和 51 的腹板设置有凹槽, 并且适当地形成以容纳排气喷嘴组件 58, 尤其是排气导管 59; 这将特别从图 1 中观察到在每个肋 47 的腹板上有一个大的槽来容纳排气导管。

向舷内。每个扇形体的壁 46 连接到一个燃气涡轮发动机 37 的出口端, 扇形体和发动机是分开的且易于拆卸的单元。发动机的涡轮出口与排气喷嘴组件 58 对齐。

装有发动机的扇形体 11 可以方便地移动到相邻扇形体之间的空间中, 发动机滑入由壳体 38 提供的通道中。被引导和。由分别支撑在轨道 39 和 43 上的安装块 40

和 44 支撑。如前所述, 当扇区和连接的引擎就位时, 扇区连接到核心和相邻扇区。

围绕飞机周边并与环形排气出口 65 隔开的是一个横截面为三角形的环 67, 它的一个面与排气喷嘴 65 相对并与之隔开, 另外两个面相互会聚并提供蒙皮 48 和 49 的 10 个延续部分。该环和环形排气出口一起提供了上周边喷嘴 68 和下周边喷嘴 69。该环通过分叉臂 70 固定到肋上, 分叉臂 70 通过销 71 连接到肋的端部。

分别为喷嘴 68 和 69 提供 15 个可移动的挡板 72 和 73, 每个挡板由八个部分组成。这些挡板适当地安装在排气导管 59 的上下壁 62 和 63 上, 它们适于向外滑动以关闭喷嘴 20, 并向内滑动以打开它们。百叶窗的外侧边缘可以与设置在环 67 中的狭槽 74 和 75 对齐。

飞机控制系统及其喷嘴和快门的构造和操作不是本发明的一部分。它们在约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特于 1955 年 5 月 9 日提交的序列号为 507, 099 的共同未决申请中有详细描述, 该申请题为“垂直起飞飞机控制”

参考图 2 如图 6 所示, 单独的快门部分 30 在每一端由杆 76 或 77 连接到控制机构 78, 该控制机构通常由可普遍移动的控制柱 79 和两位选择器手柄 80 操作。在“起飞位置”, 选择器手柄相对于两个喷嘴同心地定位挡板, 但是向外移动上挡板 72 以关闭上喷嘴 68, 并向内移动下挡板 73 以打开下喷嘴 69。当选择器手柄从起飞位置移动到“飞行位置”时, 它向前移动两个活门, 使它们相对于喷嘴偏心 40°, 同时向内移动上活门 72, 向外移动下活门 73, 使得上和下喷嘴的相应部分的开口相等; 因此, 两个喷嘴在其最前部完全关闭, 并且 45 个喷嘴开口在所述最前部的任一侧逐渐变大。

当选择器手柄 89 设置在起飞或飞行位置时, 控制柱 79 在相对于中心或中间位置的任何方向上的运动都会引起快门在所述方向上相对于彼此的不同运动。例如, 如果控制柱向左舷移动, 上部闸门的左舷部分和下部闸门的右舷部分将向内移动, 以增加上部闸门左舷部分的开口。喷嘴和下喷嘴的右舷部分, 下闸板的左舷部分和上闸板的右舷部分将向外移动, 以减小下喷嘴左舷部分和上喷嘴右舷部分的喷嘴开口。由此可见, 无论是起飞还是前进。飞行中, 飞行员可以通过控制杆 79 的适当运动来实现飞机的纵向和横向控制。

在 05 环 67 的左舷部分和右舷部分设置有与排气口 65 连通的方向舵端口 81。打开或关闭这些端口的合适的闸门 82 由飞行员舱中的方向舵踏板 83 操作。飞机的方向控制是通过操纵方向舵脚蹬有选择地打开和关闭方向舵端口 70 来实现的。

起飞时, 飞行员通过滑动挡板 31 和 32 关闭进气口 29 和 30, 以防止燃烧的热产品进入下部进气口。从下喷嘴 69 喷出。这导致

一个 ORET

由于增压室和大气之间的压差克服了弹簧力，弹簧加载的门 28 自动打开。在向前飞行时，飞行员打开滑动活门，这样空气就进入进气口 29 和 36，弹簧门 28 自动关闭。空气通过禁止转载敞开的入口进入增压室，被叶栅 36 偏转并被吸入燃气涡轮发动机 37 的入口。

发动机是众所周知的轴流式，在每个发动机中，空气在 10 轴流式压缩机中被压缩，然后通过添加燃料的燃烧系统，通过驱动压缩机的涡轮膨胀，之后燃烧产物通过排气喷嘴组件和排气导管排出，最后通过周边喷嘴 68 和 69 中的一个或两个进入大气。

为了起飞，飞行员在关闭进气口 29 和 30 后将选择器手柄 80 设定在起飞位置，从而关闭上喷嘴 68 并打开下喷嘴 69。气体因此从下部喷嘴 69 向下喷射，并且由于“地面缓冲”¹⁵ 效应，重量可能大于所有发动机的组合静态推力的飞机垂直上升到地面以上。

为了转换到向前飞行，飞行员缓慢地将选择器手柄 80 移动到飞行位置，从而关闭上部和下部喷嘴 68 和 69 的向前部 20 分，并打开剩余部分。选择器手柄向飞行位置的这种移动是缓慢进行的，因此当飞机加快飞行速度并获得机翼表面上的空气动力产生的升力时，来自向下气体的垂直升力只是逐渐被破坏。一旦飞机上升到离地面一定距离并向前飞行，进²⁵气口 29 和 30 可以打开，导致弹簧加载的门 28 自动关闭；这使得飞机能够利用进气道中的冲压。

由于上述申请序列号 502，- 156 的径流式发动机的大转 40 子已经被多个轴流式发动机所替代，根据本发明构造的飞机在回转方面是不稳定的。然而，飞机可以用几种方法中的任³⁰何一种来稳定。例如，通过速率陀螺仪和液压传动完全依靠自动稳定是可能的，或者通过在前面增加重量以向前移动重心来影响稳定性。

应当理解，在此示出和描述的本发明的形式将被视为其³⁵优选示例，并且在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况下，可以对部件的形状、尺寸和布置进行各种改变。

我们声称我们的发明是：

1. 一种飞行器，包括：由相对的翼型表面覆盖的通常为透⁴⁰镜形的结构，该结构提供升力产生表面；一组燃气涡轮发动机，该组燃气涡轮发动机以通常为径向的布置定位在翼型表面之间，其入口朝向结构的中心，其出口朝向结构的周边；以及包围发动机出口并引导从发动机出口喷射的燃烧产物⁴⁵以提供推进推力的装置。

2. 一种包括通常为透镜形结构的飞行器⁵⁰
一组燃气涡轮发动机，位于 gen-x 中的翼型表面之间，由相⁵⁵对的翼型表面覆盖，提供^{升力面}

从发动机喷射出的燃烧的大致径向和近似等角布置 70

... '''-■脉冲推力。

7.一种盘式飞机，包括一个由壁限定的核心，在其中心有一个占⁶⁰用室和一个增压室，在核心中有多个径向排列的通道并穿过壁开⁶⁵口，一个

55

60

它们的入口朝向结构的中心，它们的出口朝向结构的周边，并且包围发动机出口并引导从其喷射的燃烧产物^{tp}的装置提供推进推力。

3. 一种飞行器，包括：由相对的翼型表面覆盖的通常为透⁶⁵镜形的结构，该结构提供升力产生表面；围绕其中心部分环⁷⁰形布置在该结构中的增压室；在至少一个翼型表面中用于增⁷⁵压室的空气入口；一组燃气涡轮发动机，该组燃气涡轮发⁸⁰动机以通常为径向的布置定位在翼型表面之间，其入口与增⁸⁵压室对准，其出口朝向该结构的周边；以及包围发动机出口并⁹⁰引导从其喷射的燃烧产物以提供推进推力的装置。

4. 一种盘式飞机，包括由壁限定并在其中心包含占用室⁹⁵和环形布置的增压室的核心，一组径向布置的燃气涡轮发¹⁰⁰动机，其进气端在核心内延伸并与增压室对齐，其出口端面向¹⁰⁵外，围绕其壁固定到核心并包围发动机出口端的外锥形环¹¹⁰形框架，框架中的环形布置的排气通道，其与发动机的出口¹¹⁵端对齐；相对的翼型表面，其覆盖核心、框架和发动机，以¹²⁰提供飞行器的升力产生表面；在至少一个翼型表面中的开口，¹²⁵其为增压室提供空气入口；以及邻近飞行器外围的装置，其¹³⁰与排气通道协作，以引导从发动机喷射的燃烧产物，从而提¹³⁵供推进推力。

5. 一种盘式飞机，包括：由壁限定的核心，在其中心具有¹⁴⁰占用室和环形布置的增压室；一组以径向布置安装在核心¹⁴⁵中的燃气涡轮发动机，发动机的入口端延伸到增压室中，出口¹⁵⁰端面向外；核心中的环形布置的燃料箱，其主要占据发动机¹⁵⁵之间的空间，围绕其壁固定到核心并包围发动机出口端的外¹⁶⁰圆锥形环形框架，框架中与发动机出口端对齐的环形布置¹⁶⁵的排气通道，覆盖核心、框架和发动机的相对的翼型表面以¹⁷⁰提供飞行器的升力产生表面，在至少一个翼型表面中的开口¹⁷⁵为增压室提供空气入口，以及邻近飞行器外围并与排气通道¹⁸⁰配合以引导从发动机喷射的燃烧产物来提供推进推力的装置。

6. 一种盘式飞机，包括由壁限定的并包含环形布置的燃¹⁸⁵料箱的核心、位于核心中心的占用室和介于占用室和燃料¹⁹⁰箱之间的环形增压室、在燃料箱中并穿过壁开口的多个径¹⁹⁵向布置的通道、在每个通道中的燃气涡轮发动机，发动机²⁰⁰的入口与增压室连通并且它们的出口端面向外，围绕其壁²⁰⁵固定到核心并包围发动机出口端的外圆锥形环形框架，在²¹⁰框架中与发动机出口端对齐的环形布置的排气通道，覆盖²¹⁵核心的相对翼型表面，框架²²⁰

工作和发动机，以提供飞机的升力发展表面，在至少一个机²²⁵翼表面中的开口，以提供增压室的空气入口，以及邻近飞²³⁰机周边并与排气通道配合以引导产品的装置

7.8 一系列彼此可拆卸地固定在一起并固定在芯上的分段,彼此固定在包括壳体和与其间隔开的芯部,在每个分段构件中的排气导一起的分段构成环形结构,固定在芯上的环形结构构成盘状结构,该排气导管由相对的、大致平行的壁提供,该壁与喷嘴组件的燃气涡轮发动机分别安装在每个分段上,其出口端朝向分段的外侧本体混合,分段构件的系列 5 的排气导管对齐并一起提供环形布置边缘延伸,其入口端从分段的内侧边缘伸出,每个燃气涡轮发动机的排气通道,燃烧产物可以从发动机出口径向向外流过该排气通的入口端穿过,当发动机安装在其上的部分固定到芯上时,壁道,以及包围环形布置的排气通道以引导燃烧产物来提供推进推力的开口延伸到设置在芯中的通道之一中,发动机的进气口因此定位的装置。

成与增压室、腔室、覆盖芯和部分的相对的大致圆形翼型表面连通, 10. 一种盘式飞机,包括通常为透镜形的结构,该结构由相以提供叶片的升力产生表面。飞行器,在至少一个机翼表面上的对的翼型表面覆盖,该翼型表面提供升力发展表面,该结构中开口,为增压室提供空气入口,以及邻近飞行器周边的装置,用于的增压室,一组定位成

引导从发动机出口喷射的燃烧产物,以提供推进推力。 15, 它们的入口与增压室对齐,它们的出口朝向结构的周边,在一

8. 一种盘式飞机,包括一个由壁限定的核心和一个增压室,该翼型表面上的空气入口端口,该端口与表面成一定角度设置,以心内的多个径向布置的通道穿过壁开口,通道内的燃气涡轮发动机在飞机向前飞行期间空气可以被压入其中,用于所述端口的闸机,发动机的进气口与增压室连通,它们的出口端面向外,协同主用于打开和关闭闸门的手动操作装置,用于空气入口的第二端作。使得发动机能够可拆卸地滑入通道,每个分段构件固定到发动该第二端口基本上位于上翼型表面的平面内;用于第二端口的机的出口端和邻近的芯壁。分段构件也彼此固定以提供环形结构;封闭件;偏压装置,该偏压装置将封闭件推到关闭状态,当闸门打在该环形结构内是核心,相对的大致圆形翼型表面包覆核心和分段时,偏压装置将封闭件保持在关闭状态,当闸门关闭且燃气涡轮构件以提供飞行器的升力产生表面,在至少一个翼型表面中的开发动机运行时,大气和增压室中的空气之间的压差克服偏压装置并为增压室提供空气入口,在每个分段构件中的排气通道,其一端打开封闭件;以及包围封闭件的装置 ...发动机出口,并引导从其喷 40° 构件固定到的发动机出口对齐,一系列分段构件的排气通道的燃烧产物,以提供推进推力。

一起构成环形布置的排气通道的构件,燃烧产物从发动机出口径向 11. 一种盘式飞机,包括由相对的上部和下部包覆的通常为向外流过该排气通道。意思是邻近。并且包围环形布置的排气通道透镜形的结构

以引导从其喷射的燃烧产物来提供推进推力。提供升力发展表面的翼型表面,位于翼型表面之间并具有邻近

9. 一种盘式飞机,包括在其中心具有一个占用室和一个增压室,结构周边的外围出口的燃气涡轮发动机装置,用于燃气涡轮发动机的核心,在核心中的多个径向布置的通道,一系列节段构件在其装置空气入口的端口,该端口位于翼型表面之一上并与该表面成侧可拆卸地连接到核心的外围,相邻的节段构件也可拆卸地彼此固定角度设置,以便在飞机向前飞行期间空气可以被压入其中,用定,一系列节段构件一起构成围绕核心设置的环形结构,燃气涡轮所述端口的闸门,用于打开和关闭闸门的手动操作装置;用于燃轮发动机固定在分段构件上,其进气端从分段构件的内侧突出,气轮机装置的空气入口的第二端口,该第二端口基本上位于上翼型分段构件组装到堆芯上时,发动机可滑动地进入堆芯通道,并嵌有表面的平面内;用于所述第二端口的封闭件;以及偏压装置,该偏在通道中,其进气端与增压室连通。室,每个分段构件中的喷嘴偏压装置促使封闭件处于关闭状态,当闸门打开时,偏压装置将封闭件保持在关闭状态; 50 当闸门关闭且燃气轮机装置运行时,大气和飞机内的空气之间的压差克服偏压装置并打开封闭件。

12. 根据权利要求 11 所述的飞机,其中:

提供了 55 种材料。每个翼型表面,所述外壳具有与翼型表面成角度设置的边缘表面,并且在翼型表面中产生不连续性,首先提到的端口“位于”所述边缘表面之一中。

牛津大学

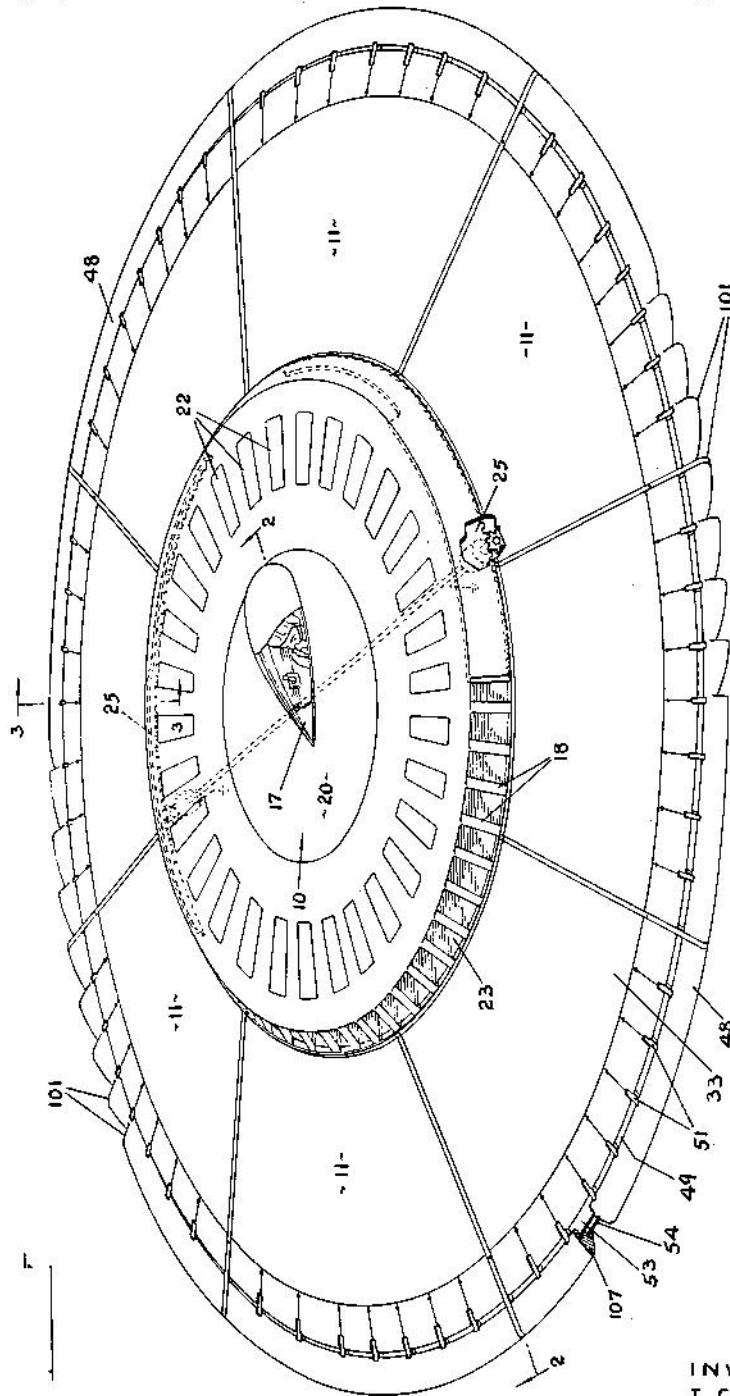
本专利文件中引用的参考文献

外国专利

1, 047, 657 法国__ 9933 年 7 月 29 日

3, 018, 068

QQ475725346



INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Maybee & Sigris
ATTORNEYS.

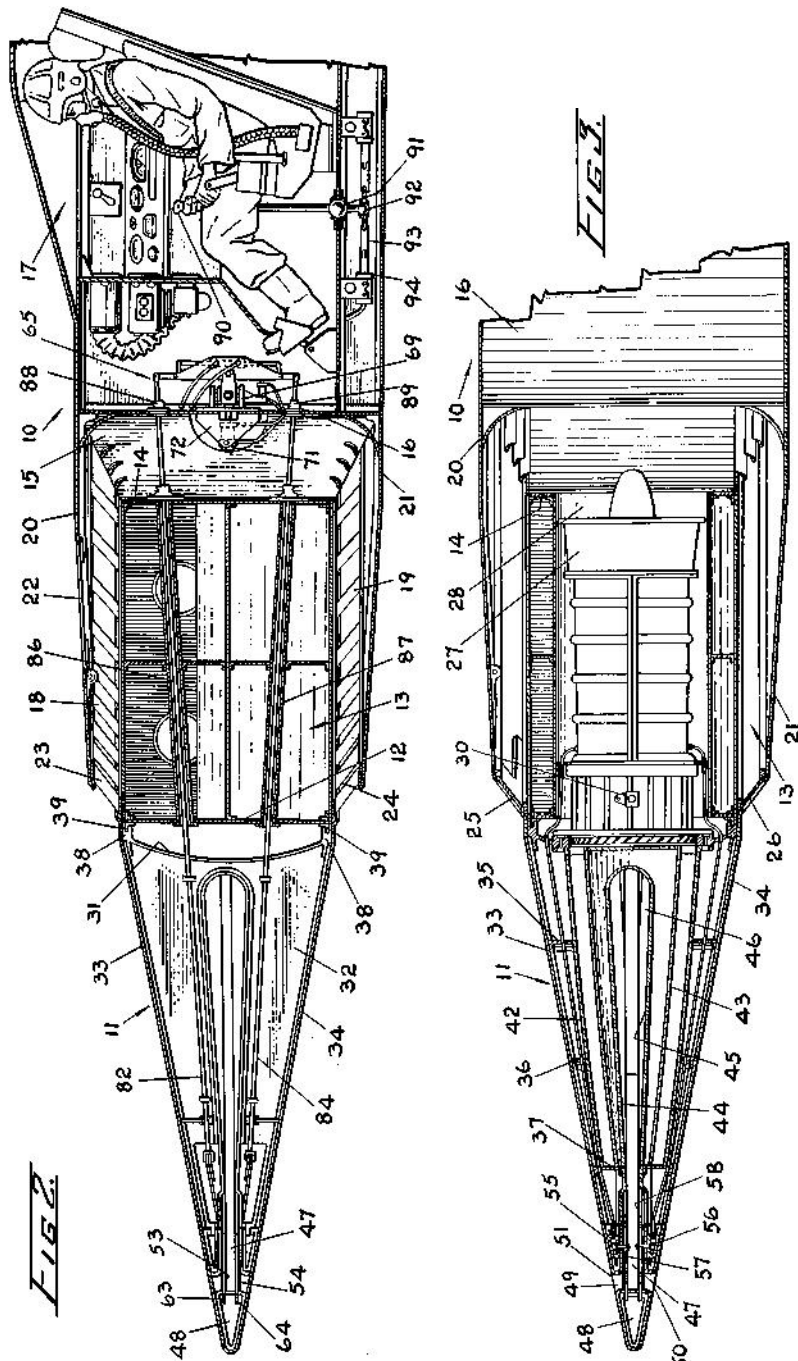
1962年2月6日
1962年2月6日

J.C. M. FROST
J. C. M. FROST 3, 020, 002
垂直起飞飞机控制

3020002

于1955年5月9日提
交

7页-第2页



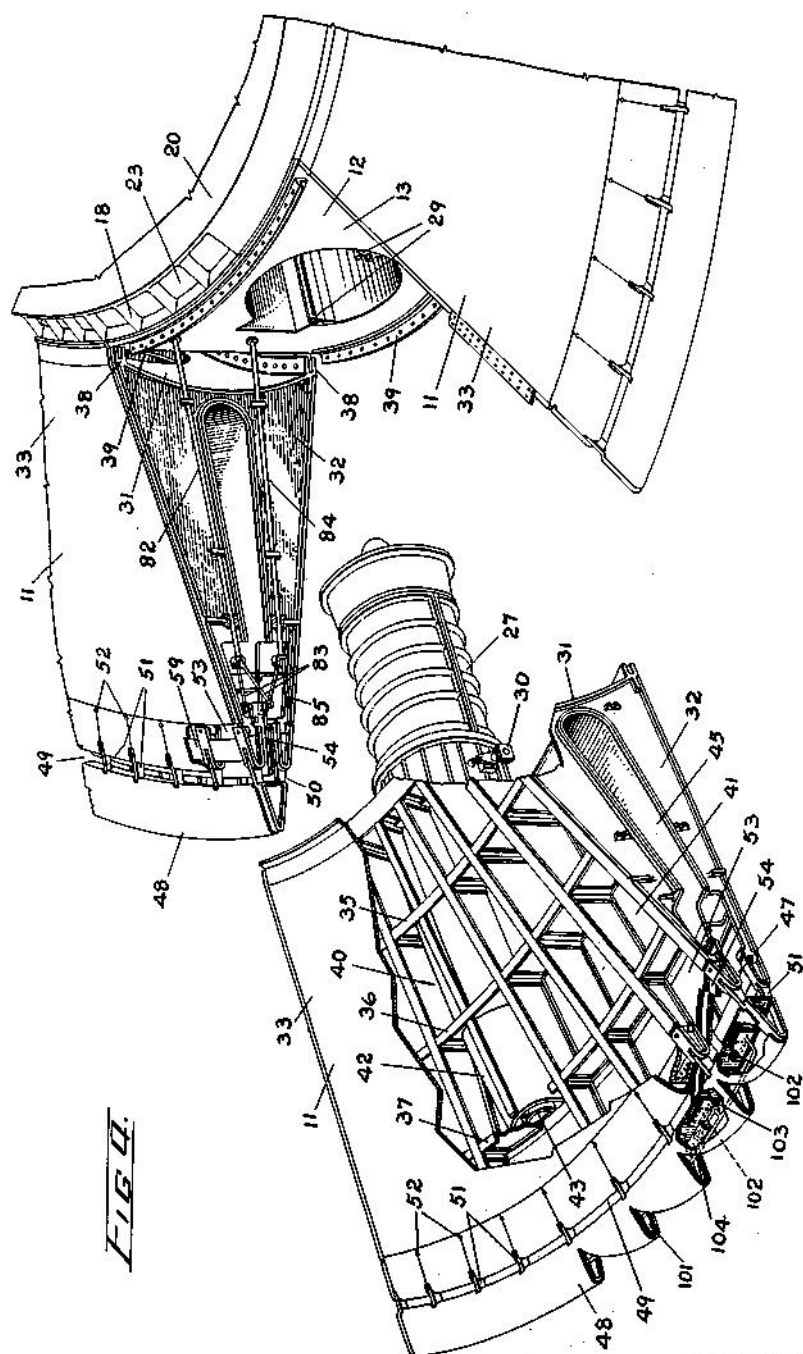
英达· Frost

By
Maybee & Segris
Trcf<news.

禁止转载

于 1955 年 5 月 9 日提交

7 页-第 3 页



INVENTOR
J. C. M. FROST

BY

Maybee & Legris

QQ475725346

垂直起飞飞机控制

1962 年 2 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 020, 002

一个 ORET

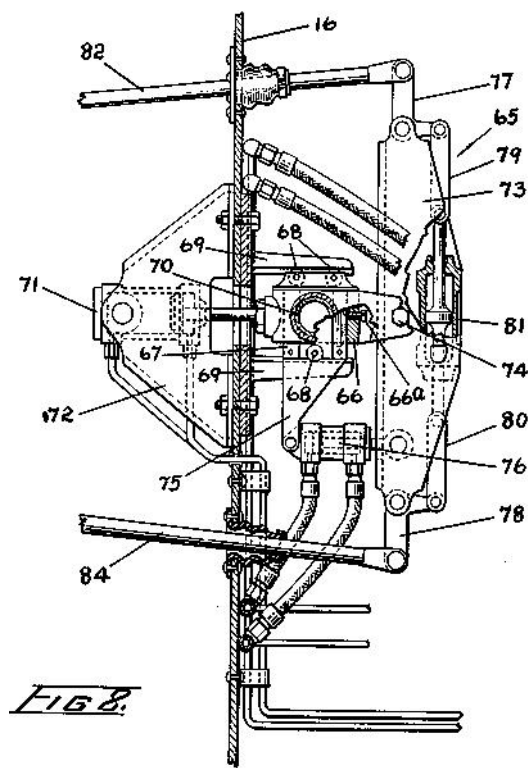
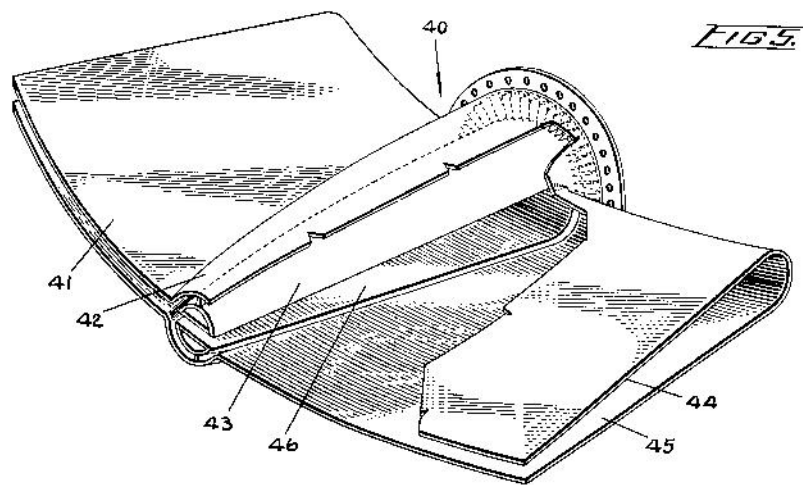
1962 年 2 月 6 日

J.c. M. frost 3, 020, 002

垂直起飞飞机控制

于 1955 年 5 月 9 日提

7 页-第 4 页



创造者
J.C.M. FROST
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS.

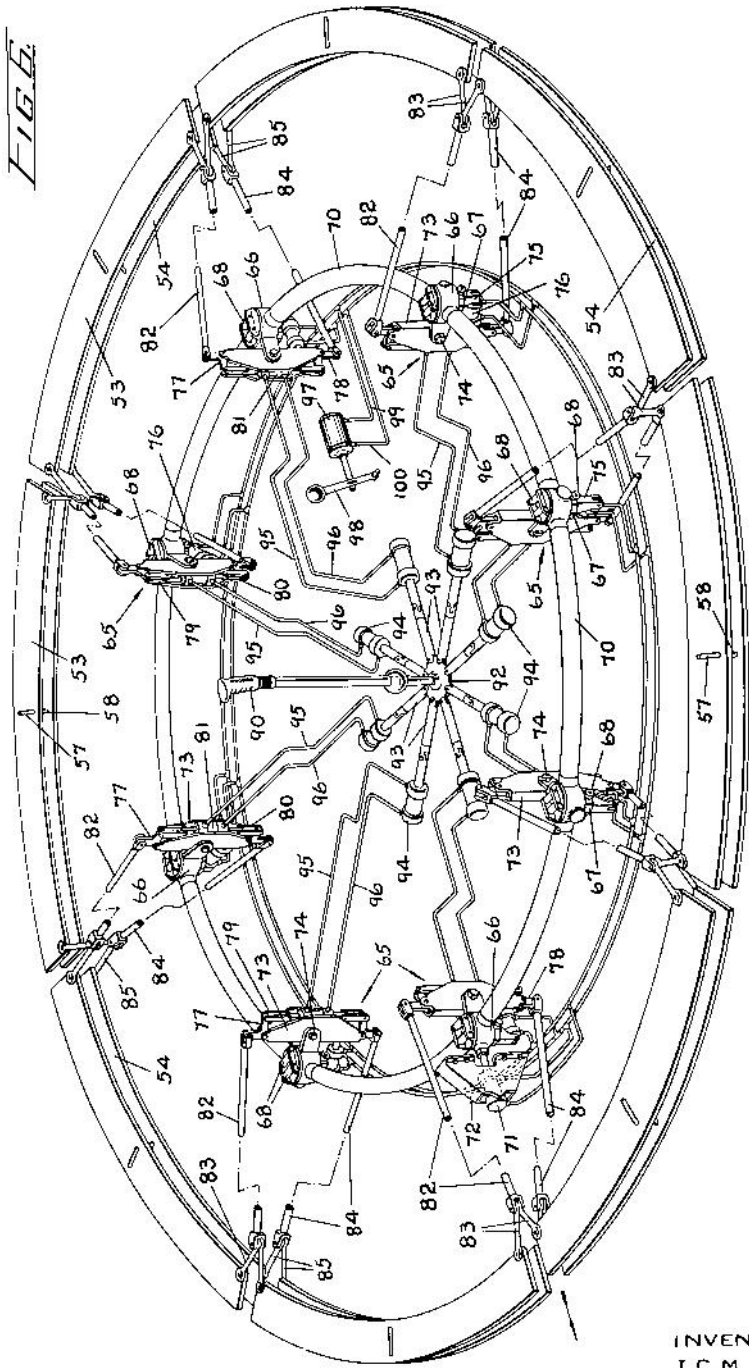
QQ475725346
一个 ORET

1962 年 2 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 020, 002

垂直起飞飞机控制

于 1955 年 5 月 9 日
提交

7 页-第 5 页



INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Maybee & Legris

律师。

QQ475725346

一个 ORET

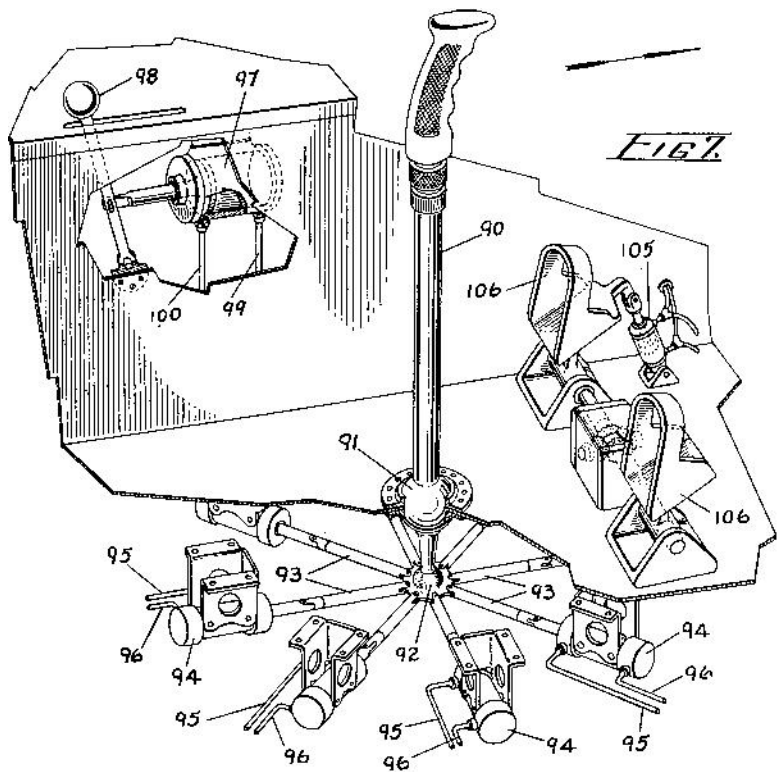
1962 年 2 月 6 日 J.C. M. FROST

3020002

垂直起飞飞机控制

于 1955 年 5 月 9 日提交

7 页-第 6 页



INVENTOR
J. C. M. FROST
BY *Maybee & Legris*
X4TTOR.NeyS

QQ475725346
ONE OR ET

1

3020002

约翰·垂直起飞飞机控制。加拿大安大略省乔治敦市卡弗·梅多斯·弗罗斯特，转让人，通过 mesne 转让，转让给加拿大安大略省梅顿市 Avro Aircraft Limited，一家加拿大公司，于 1955 年 5 月 9 日提交，爵士。第 507, 099 号

索赔优先权，申请英国 1954 年 5 月 11 日 14 索赔。(Ci. -244-15)

...10

本发明涉及盘式或圆形飞行器的推进和控制，该飞行器从飞行器内沿大致径向流动的高速气流中获得推进推力。从其周边排出。本发明被认为是约翰·卡弗·梅多斯的弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔的共同未决专利申请中公开的飞机的重大改进。序列号 688, 804，题为“盘式飞机”的专利申请，于 1957 年 10 月 1 日提交，标题为“盘式飞机”。尽管前述共同未决申请的飞行器具有许多期望的特征，但是已经发现，需要不希望的操作力来移动周向环形构件，从而实现飞行控制。这是因为在飞行中，构件承受很高的气动载荷，其位置的任何变化都必须克服这些载荷。因此，本发明的主要目的是提供一种具有飞行控制的盘式飞机，该飞机需要最小的控制操作力。

本发明的另一个目的是提供一种盘式飞机，其能够通过撞击摧毁敌机，而自身不会受到严重损坏。

结合附图，通过对以下说明书的研究，本发明的前述和其他目的和优点将变得显而易见，柱形壳体 16 之间的空间提供了环形增压室。在上蒙皮 20 上在附图中，相同的附图标记表示几个视图中的相应部分，其中：

图 1 是根据本发明构造的飞机的透视图；

图 2 是沿着图 2 的线 2-2 截取的飞机的径向剖视图 1；

图 3 是沿着图 3 的线 3-3 截取的飞机的径向剖视图 1；

图 4 是飞机的一部分的透视图，其中一部分被分离，该部分的一些部分被剖开以显示其内部；

图 5 是发动机排气喷嘴组件和排气管道的部分剖开的透视图；

图 6 是飞机的快门和快门控制装置的透视图，为了方便，快门控制装置被放大显示。清晰的；

图 7 是一个局部透视图，示出了驾驶员舱内主驾驶员操纵的控制器；

图 8 是前控制千斤顶组件的部分截面侧视图；

图 9 是飞机的局部纵向直径剖视图，特别示出了垂直起飞时喷嘴挡板的前部和后部的位置；

图“10”是飞机的局部横向直径剖面图，特别显示了波兹普左舷和右舷部分的位置。垂直起飞时的百叶窗；

2

图 11 是飞机的局部纵向直径剖视图，特别示出了前向飞行中喷嘴挡板的前部和后部的位置。

图 12 是不完整的横向直径十字

飞机的剖面图，特别显示了前向飞行中喷嘴挡板的左舷和右舷位置。

为了方便，在整个描述中使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外侧”)和“内侧”(或“内侧”)分别表示离飞机方向轴线的更大和更小的距离，术语“外侧”和“内侧”表示离飞机机翼表面之间的中间平面的更大和更小的距离。

本发明的飞机在平面形状上基本上是圆形的，在立面上，它在每个前部 20 的中心部分上具有平的双凸面，该前部 20 具有截头圆锥形结构；可以说这种结构是透镜形的。本发明的飞行器可分为两个主要部分，即核心 19 和一系列可拆卸地彼此固定并固定到核心 25 的节段 11(优选为环环节段)，当节段彼此固定时构成环形结构。飞机的结构和它的发动机布置没有被要求作为本发明的一部分。它们在约翰·卡弗 30 梅多斯·弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔的共同未决申请中有更详细的描述

507, 100，申请日为 1955 年 5 月 9 日，标题为“具有多个径向设置的燃气涡轮发动机的盘式飞机”

堆芯 10 由外壁限定，该外壁可以是环形燃料箱 13 的外壁 12。固化在油箱内圆柱壁 14 上并径向向内延伸的是一系列抗剪腹板 15，抗剪腹板 15 在其内侧边缘支撑限定飞行员舱 17 的圆柱形壳体 16。

周向布置在燃料箱的上壁和邻近其外周的 40 个下壁的是向内倾斜的肋 18 和 19，肋 18 和 19 分别支撑与上箱壁和下箱壁间隔开的上中心蒙皮 20 和下中心蒙皮 21。上罐壁和上蒙皮之间、下罐壁和下蒙皮之间以及内罐壁 14 和圆筒壁 16 之间的空间提供了环形增压室。在上蒙皮 20 上通常由弹簧加载的门 22 关闭。额外的空气入口 23 和 24 适于分别由飞行员操作的滑门 25 和 26 关闭。

发动机 27 位于由大致圆柱形开口壳体 50、28 提供的径向设置的通道中，壳体 50、28 从外侧箱壁 12 延伸到内侧箱壁 14；显然，外壳的两端与罐壁密封。合适的相互接合轨道 29 和安装块 30 分别设置在壳体和发动机上，使得发动机可以方便地滑入其通道并牢固地保持在其中，其入口端与增压室对齐，其出口端伸出飞机的核心 10。

八个环形扇区 11 彼此相似；它们彼此可拆卸地固定在一起，

禁止转载

它们一起构成了环形结构。每个扇区包括一个内壁 31 和一系列径向延伸的基本上为三角形的肋 32，肋 32 的外边缘被上蒙皮部分 33 和下蒙皮部分 34 覆盖。八个部分的蒙皮部分 33 和 34 以及核心 10 的中心蒙皮 20 和 21 一起构成飞机的机翼表面。三组周向间隔的肋间 35、36 和 37 在相邻肋之间延伸并固定在其上。这些部分可以通过与芯壁 12 上的角支架 39 接合的 U 形构件 33 牢固地固定在飞机的芯 10 上。相邻扇区的边缘可以通过任何合适的方式例如对接带彼此固定。

在每个扇区中结合有排气通道，该排气通道由总体上以 40 表示的排气喷嘴组件和排气导管 41 构成(见图 1 和 2)。4 和 5)。排气喷嘴组件包括外圆锥形外壳 42，在外壳 42 内是鞍形芯 43；壳体的内侧端和芯部的内侧端是圆形的，并且它们一起提供了适于与涡轮机出口对准的环形排气喷嘴的端部，同时它们的外侧端邻接肋 37 中的一个，并且由此被封闭。外壳 42 进入排气导管 41 的间隔开的上壁 44 和下壁 45，并且径向延伸的狭槽 46 设置在芯部 43 中，以提供排气导管的连续性。上蒙皮 33 和下蒙皮 34 在其外侧边缘与排气导管的上壁 44 和下壁 45 相接，以提供排气出口 47。扇形区的排气管道首尾相接，它们共同构成了一个环形管道，可以说是包围了发动机出口。

与排气口 47 的周边间隔开并限定飞机周边的是一个横截面为三角形的环 48，其内侧面与排气口 47 相对并间隔开，另外两个面相互会聚并提供蒙皮 33 和 34 的延续。蒙皮 33 和 34 的外侧边缘和环的会聚面的内侧边缘之间的间隙可以被认为翼型表面中的环形槽，这些环形槽与排气出口 47 以及环 48 的内侧表面和所述排气出口的周边之间的空间一起提供了上部环形排气喷嘴 49 和下部环形排气喷嘴 50。环通过向内分叉的臂 51 固定到肋上，臂 51 通过销 52 连接到肋的端部。

为喷嘴 49 和 50 提供可移动的挡板 53 和 54，每个挡板由八个部分组成。百叶窗可滑动地安装在排气导管壁 44 和 45 的凹入部分上，由穿过百叶窗中的狭槽 57 和 58 的有头螺栓 55 和 56 保持抵靠在那里。为了减少百叶窗的表面和壁 44 和 45 之间的摩擦，在每个扇区中提供环形压力箱 59 和 60，并且这些压力箱与连接到特定扇区的发动机的压缩机的最后一级连通。空气通过设置在压力箱内壁和壁 44 和 45 中的孔 61 和 62 逸出，进入后两个壁和百叶窗之间的空间，从而实际上为百叶窗提供了空气轴承。

百叶窗适于向外滑动以关闭喷嘴，向内滑动以打开喷嘴。百叶窗的外侧边缘可以与环 48 的内侧面中的狭槽 63 和 64 对齐。

八个类似的快门马达单元以等角布置安装在圆柱形壳体 16 上，通常用 65 表示。每个单元包括中空主体 66，主体 66 内装配有八角形头部 67，八角形头部 67 可以通过螺钉 66a 以所需的角度关系牢固地连接到主体上；头部和身体可能是由八种不同的器官组合而成的。有棱角的关系。的上面和下面

■_w ■b-x。”

头部 67 设有滚柱轴承 68，滚柱轴承 68 适于在安装在圆柱形壳体 16 上的保持通道 69 上滑动。从图中可以看出 6 所有八个电机单元的滚柱轴承 68 定向成使得电机单元只能在相对于飞机纵轴的前后方向上滑动；显然，滚柱轴承可在其上滑动的通道 69 的方向类似。八个马达单元通过弯曲的管状部分相互连接，这些管状部分一起提供刚性环 70。因此，八个马达单元不能相对于彼此移动，但是它们被约束成一致地移动，并且仅在前后方向上移动。

通过环 70 刚性连接在一起的八个马达单元 65 的前后运动由千斤顶 71 实现，千斤顶 71 的壳体通过支架和销组件 72 锚定到壁 16 上，并且活塞连接到前马达单元的主体 66 上。千斤顶 71 的致动将导致环和八个马达单元沿前后方向移动。

每个马达单元还包括一个臂 73，臂 73 的中心通过枢轴 74 固定在主体 66 的延伸部分上。支架 75 从头部 67 向下延伸，支架 75 相对于头部 67 定向，使得枢转地固定到其下端的千斤顶 76 具有 25 相对于环 70 径向设置的纵轴。千斤顶 76 的活塞在其下端附近枢转地连接到臂 73 上。千斤顶 76 的操作将引起臂 73 绕枢轴 74 的摆动，从而当其下端向内移动时 30 个上端向外移动。

曲柄 77 和 78 分别枢转地安装在臂 73 的上端和下端，曲柄 77 和 78 分别通过连杆 79 和 80 连接到千斤顶 81 的活塞上。特别是从图 1 中可以看出 8，当千斤顶 81 的活塞位于中心时，两个曲拐类似地设置，而如果活塞从其中心位置移动，一个曲拐的自由臂向内移动，而另一个曲拐的自由臂向外移动；因此，钟形曲柄 40 差动操作。

每个马达单元 65 的上曲拐 77 的自由臂通过控制杆 82 和连杆 83 连接到上闸板 53 的闸板段的相互邻近的端部，该端部与特定马达单元径向相对。类似地，每个马达单元的下曲拐 78 的自由臂通过控制杆 84 和连杆 85 连接到下闸板 54 的闸板段的相互邻近的端部，该端部位于特定马达单元的径向相对侧。控制棒 82 和 84 分别穿过管子 86 和 87，管子 86 和 87 从燃料箱 13 的外壁 12 延伸到其内壁 14。合适的密封件 88 和 89 设置在控制棒穿过圆柱形壳体 16 的地方。

百叶窗 53 和 54 的内侧和外侧运动因此可以由三个机构实现。首先，任何千斤顶 81 的活塞相对于其中心位置的向上运动将导致上闸板部分的向外运动和与特定千斤顶径向相对的下闸板部分的向内运动。任何千斤顶 81 的活塞的向下运动显然以与所述相反的方式操作挡板。如随后将描述的，八个千斤顶 81 以这样一种方式被控制，即直径为 0.5 度的相对千斤顶总是彼此反向操作。其次，千斤顶 76 的活塞的向内运动将使臂 73 的上端向外摆动，其下端向内摆动，从而导致上闸板 53 向外和向内运动

下快门 54 的 70° 运动。如随后将解释的，所有八个千斤顶 76 一致地操作，使得作为千斤顶 76 操作的结果，整个上快门和整个下快门分别向外和向内移动(反之亦然)。Fi-

75 最后，千斤顶 71 的致动将导致八个马达

单元 65 沿前后方向移动，从而向前或向后移动上部和下部百叶窗。

控制柱 90 在飞行员舱 17 的地板中的万向接头 91 上枢转，并且在其下端终止于球窝接头 92。杆和连杆机构 93 从接头 92 伸出，它们可操作地连接到等角度间隔的液压泵 94 的活塞上。每个泵 94 在相对端通过管 95 和 96 连接到径向相对的马达单元 65 的千斤顶 81 的相对端。

这将是显而易见的，特别是从图 1 的检查如图 6 所示，控制柱 99 在任何方向上运动将导致位于控制柱特定运动方向和方向上的千斤顶 81 的活塞向下运动，并将导致位于与控制柱运动方向相反方向上的马达单元的千斤顶 81 的活塞向上运动。位于控制柱的特定运动方向中间位置的马达单元的千斤顶 81 将仅响应于它们与之直接成直线的运动的矢量分量。因此，控制柱 90 相对于其中心或中间位置在任何方向上的运动都会引起上闸板 53 和下闸板 54 的不同运动。作为一个例子，如果控制柱朝向左舷移动，上闸板的左舷部分和下闸板的右舷部分将向内移动，以增加上喷嘴 49 的左舷部分和下喷嘴 58 的右舷部分的有效开口，并且下闸板的左舷部分和上闸板的右舷部分将向外移动，以减小下喷嘴 58 的左舷部分和上喷嘴 49 的右舷部分的有效开口。

在飞行员的舱室中还有一个二位泵 97，它的活塞可以通过选择器手柄 98 从一个位置移动到另一个位置。水泵 97 在相对端通过分配线 99 和 100 连接到每个电机单元 65 的插孔 76 的相对端和插孔 71 的相对端。在无花果。如图 6 和 7 所示，选择器手柄 98 处于“飞行位置”在该位置，八个马达单元 65 和它们的环 78 已经一致地向前移动，从而通过挡板 53 和 54 关闭喷嘴 49 和 58 的前部，并打开其余部分，喷嘴开口从最前部到最后部逐渐增加。如果选择器手柄移动到另一位置或“起飞位置”，千斤顶 71 将使八个马达单元 65 和环 70 一致地向后移动，同时八个马达单元的千斤顶 76 将使臂 73 的上端向外摆动，使它们的下端向内摆动，从而使上闸板 53 向外移动以关闭上喷嘴，并使下闸板 54 向内移动以打开下喷嘴。

当选择器手柄 98 处于起飞位置 9 和 10。应当注意，在该位置，上喷嘴 49 完全关闭，而下喷嘴 58 完全打开。当选择器手柄处于飞行位置时，遮板的位置示于图 1 和 2 中 11 和 12。然后，上部和下部喷嘴的前部完全关闭，后部完全打开，左舷和右舷部分部分打开；更具体地说，挡板的位置使得喷嘴中的有效开口从最前部到最后部逐渐增加。

特别参考图 1-3 如图 1 和 4 所示，百叶窗 101 设置在环 4 的左舷和右舷部分，来自排气出口 4 的空气可以通过位于其上的舵孔 102 供应到百叶窗

在环的内侧面。打开和关闭这些端口的合适的闸门 103 由千斤顶 104 液压致动，千斤顶 104 由泵 105 控制，泵 105 由飞行员舱内的一对差动连接的方向舵踏板 106 操作。

通过方向舵踏板的操作，方向舵端口 102 的选择性打开和关闭影响飞机的方向控制。由选择性地通过左舷或右舷百叶窗 101 喷射的废气引起的附加推力分量足以引起围绕飞机定向轴线的力的不平衡，以提供方向控制。

起飞时，飞行员通过滑动挡板 25 和 26 关闭进气口 23 和 24，以防止从下喷嘴 50 喷出的燃烧热产物进入下入口。这使得弹簧加载的门 22 自动打开，因为增压室和大气之间的压差克服了弹簧力。在向前飞行时，飞行员打开滑动百叶窗，这样空气就进入进气口 23 和 24，弹簧门 1522 自动关闭。

实施本发明的飞机的发动机 27 是众所周知的轴流式。空气在通过禁止转载开口入口进入增压室后，被吸入每个发动机的入口，在轴流式压缩机中被压缩，然后通过燃烧系统，燃料被添加到该燃烧系统中，并被允许通过 20 驱动压缩机的涡轮膨胀。燃烧产物通过排气喷嘴组件 40 和排气管 41 排出，并最终通过喷嘴 49 和 50 中的一个或两个排放到大气中。

为了起飞，飞行员在关闭进气口 23 和 24 后将选择器 25 手柄 98 设定在起飞位置，从而关闭上喷嘴 49 并打开下喷嘴 50。气体因此从下喷嘴 50 向下喷射，并且由于“地面缓冲”效应，重量可能大于所有发动机的组合静态推力的飞机垂直上升到地面以上。

为了转换到向前飞行，飞行员缓慢地将选择器手柄 9' 3 移动到飞行位置，从而关闭上部和下部喷嘴 49 和 50 的向前部分，并打开其余部分。选择器手柄向飞行位置的这种移动是缓慢进行的，因此，当飞机加速并获得机翼表面上的空气动力产生的升力时，来自向下气体的垂直升力只是逐渐被破坏。

一旦飞机从地面升起并向前飞行，进气口 23 和 24 可以打开，导致弹簧加载的门 22 自动关闭；这使得飞机能够利用进气道中的冲压。

无论是在起飞时还是在向前飞行时，飞行员都可以通过控制杆的适当运动来实现飞机的纵向和横向控制。

通过制造装甲板环 48 的头部，如 17 所示，通过简单的冲压方法，敌机可以被摧毁，而对本发明的飞机没有明显的危险。本发明的飞机不会受到任何损坏，因为它的高速(水平飞行时大约为 2.75 马赫)和随之而来的高势能使得飞机能够穿透并穿过目标。

这里所示和所述的本发明的形式仅被认为是一个例子。液压控制系统的细节基本上是示意性的，并且仅作为示例，它们不是本发明的必要部分。显然，为了使飞机具有最佳性能，所示结构中的许多变化不仅是可能的，而且是可取的。当然，这样的改变可以用

禁止转载

不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围。

我声称我的发明是:

1. 一种飞机,包括:由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面;位于该结构内的发动机装置,该发动机装置包括空气排出通道,该空气排出通道具有入口和邻近该结构周边的环形布置的出口,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴并可单独移动以改变喷嘴开口的单独挡板,以及可操作以选择性地移动挡板从而控制来自喷嘴的流的相对大小的挡板控制装置。

2. 一种飞机,包括:由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面;发动机装置,该发动机装置位于该结构内,并且包括具有入口和邻近该结构周边的环形布置的出口的空气置换通道,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,每个喷嘴围绕该结构的周边延伸;用于喷嘴的单独挡板,其可单独移动以改变喷嘴开口;以及挡板控制装置,其可操作以选择性地移动挡板,从而控制来自喷嘴的流的相对大小。

3. 一种飞机,包括:由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面;发动机装置,该发动机装置位于该结构内,并且包括具有入口和邻近该结构周边的环形布置的出口的空气置换通道,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴并可单独移动以改变喷嘴开口的单独挡板,以及用于挡板的控制器,该控制器一致地操作挡板并可调节到第一状态以基本上关闭上喷嘴并打开下喷嘴,以及调节到第二状态以打开两个喷嘴。

4. 一种飞机,包括由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面,在该结构内的发动机装置,该发动机装置包括具有入口和邻近该结构周边的环形布置的出口的空气置换通道,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴并可单独移动以改变喷嘴开口的单独挡板,以及用于挡板的控制器,该控制器一致地操作挡板并可调节到第一状态以基本上关闭上喷嘴并打开下喷嘴,以及调节到第二状态以部分打开两个喷嘴。

5. 一种飞机,包括:由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面;发动机装置,该发动机装置位于该结构内,并且包括具有入口和邻近该结构周边的环形布置的出口的空气置换通道,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴并可单独移动以改变喷嘴开口的单独挡板,以及用于挡板的控制器,该控制器一致地操作挡板并可调节到第一状态以基本上关闭上喷嘴并打开下喷嘴,并调节到第二状态以关闭两个喷嘴的前部并打开其余部分。

“.” 6. “Ari”飞机包括由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,所述翼型表面提供升力产生表面,在所述结构内的发动机装置,并且包含具有入口和环形布置的出口的空气置换通道,所述出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过所述上部喷嘴和下部喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴并可单独移动以改变喷嘴 10 开口的单独挡板,以及用于挡板的控制器,该控制器一致地操作挡板,并可调节到第一状态以基本上关闭上喷嘴并打开下喷嘴,并调节到第二状态以打开两个挡板到这样的程度,即在喷嘴的最前部提供基本上为零的喷嘴开口,在喷嘴的最后部提供最大的喷嘴开口,喷嘴开口从所述最前部到所述最后部逐渐增加。

20 7.一种包括通常为透镜形结构的飞行器

被反对者所保护。翼型表面,其提供升力发展表面;发动机装置,其位于该结构内,并包含具有入口和出口的空气排出通道,每个通道中有环形布置的槽

25, 排气通道将每个狭槽与发动机装置的出口连接,狭槽和通道因此提供环形布置的喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该喷嘴以两股流喷射,这两股流具有 30 个推力的相对部件,用于喷嘴的单独挡板,可单独移动以改变喷嘴开口,以及挡板控制装置,可操作以选择性地移动挡板,从而控制来自喷嘴的流的相对大小。

35 8.一种包括通常为透镜形结构的飞行器

其由相对的翼型表面覆盖,该翼型表面提供升力发展表面,发动机装置在该结构内,并且包含具有入口和环形布置的出口的空气排出通道

该出口包括上喷嘴和下喷嘴,来自发动机装置的空气可通过该上喷嘴和下喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,喷嘴的单独挡板可单独移动以改变喷嘴 45 个开口,以及用于挡板的差动控制,以差动地移动两个挡板的相应部分,从而随着另一个喷嘴的相应部分的开口增加,减小一个喷嘴的一部分的开口。

50 9.一种包括通常为透镜形结构的飞行器

其由相对的翼型表面覆盖,该翼型表面提供升力产生表面;发动机装置,该发动机装置在该结构内并体现为具有进气口和邻近该结构周边的环形布置的出气口的空气置换通道,该出口包括上部喷嘴和下部喷嘴,来自发动机装置的空气可以通过该喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射,用于喷嘴的单独的挡板和能够改变喷嘴开口的单独的移动挡板,用于挡板的控制器一致地操作挡板,并且能够调节到第一状态以基本上关闭上喷嘴并打开下喷嘴,并且调节到第二状态以关闭两个喷嘴的前部并打开其余部分,以及用于叠加在上述控制上的挡板的差动控制,以差动地移动两个喷嘴的相应部分,从而减小一个喷嘴的一部分的开口作为另一个喷嘴的相应部分的开口

70 喷嘴增加。

10.一种飞机,包括由相对的翼型表面覆盖的通常为透镜形的结构,该翼型表面提供升力产生表面,该结构内的发动机装置包括具有入口和出口的空气置换通道,由以下部件提供的环形导管

一个或一个以上

通常平行的上壁和下壁包围发动机装置的出口，一个环与导现了具有入口和邻近结构周边的环形布置的出口的空管的周边隔开。以及限定飞机的周边，在每个机翼表面中环气置换通道，该出口包括上部环形布置的喷嘴和下部环形设置的槽，并且与环和导管周边之间的空间对齐，槽、导形布置的喷嘴，来自发动机装置的空气可以通过该喷嘴管以及环和导管周边之间的空间提供环形喷嘴，来自发动机以具有相反推力分量的两股气流喷射，每个喷嘴具有单装置的空气可以通过环形喷嘴以具有相反推力分量的两股独的挡板，每个闸板包括多个环形布置的闸板段，这气流喷射，一组环形布置的挡板，其安装在每个导管壁附近，些闸板段可向外和向内滑动以关闭和打开喷嘴，用于上用于朝向和远离环滑动，以不同程度地关闭和打开喷嘴；以部和下部喷嘴的相对部分的闸板段提供成对的闸板段，及挡板控制装置，其可操作以选性性地移动挡板，从而控制连接到成对的闸板段并与其连接以将闸板移动到喷嘴来自两个喷嘴的流的相对大小。

11. 一种飞行器，包括通常为透镜形的结构 可调节到第一状态以将上部挡板定位在上部喷嘴关闭*由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面；发动机位置并将下部挡板定位在下部喷嘴打开位置的元件，以装置，该发动机装置在该结构内，并且包括具有入口和邻近该结构及可调节到第二状态以将上部和下部挡板定位在基本周边的环形布置的出口的空气排出通道 20，该出口包括上部环形的部分喷嘴关闭位置的元件，互连马达单元的装布置的喷嘴和下部环形布置的喷嘴，来自发动机装置的空气可以通置，包括沿前后方向一致地移动单元的装置，从而沿前过该喷嘴以具有相反推力分量的两股气流 25 喷射，每个喷嘴具有后方向移动与其连接的挡板，所述移动装置可调节到第单独的挡板，每个闸板包括多个环形布置的闸板段，可向外和向一状态，在第一状态下，单元相对于成角度布置的喷嘴内滑动以关闭和打开喷嘴，用于上部和下部喷嘴的相对部分的闸板同心地定位挡板，在第二状态下，单元将挡板定位在偏段提供成对的闸板段，马达单元连接到闸板段。成对的段，并连离所述同心位置并在其前方的位置，以及先导操作装接到其上，以将挡板移动到喷嘴关闭和喷嘴打开位置，马达单元包置，用于将元件和马达单元移动装置调节到它们的第一括元件，当被致动时，这些元件在一个方向上移动与相应单元连接状态，从而关闭上喷嘴并打开下喷嘴，并且可选地将元的成对的上部段，并在相反的方向上移动所述成对的下部段，所述件和马达单元移动装置调节到它们的第二状态，从而关元件因此差动地打开和关闭喷嘴的相对部分，以及先导操作装置，闭两个喷嘴的前部并打开其余部分。

以选择性地致动 14. 一种飞行器，其包括由相对的翼型表面覆盖的通电机单元元件。 *

12. 一种飞行器，包括由相对的机翼表面覆盖的通常为透该结构内的发动机装置，并体现为-具有进气口并具有镜形的结构，该机翼表面提供 邻近该结构周边的环形布置的出口的空气置换通道，该1 提升发展中的表面，发动机意味着在结内！图 7 示出了具有入口出口包括上部环形布置的喷嘴和下部环形布置的喷嘴，和位于结构周边中心的环形布置的出口¹的排气通道，该出口包括上来自发动机装置的空气可通过该喷嘴以具有相反推力部环形布置的喷嘴和下部环形布置的喷嘴，来自发动机装置的空气分量的两股气流喷射，用于每个喷嘴的单独的挡板，可以通过该喷嘴以具有相反推力分量的两股气流喷射，每个喷嘴具每个挡板包括多个环形布置的挡板段，这些挡板段可向外和向内滑动以关闭和打开喷嘴，用于上部和下部喷嘴的相对部分的挡板段提供成对的挡板段，连接到成对的段并与其连接以将挡板移动到喷嘴关闭和喷嘴打开位置的电机单元，所述马达动的时，所述第一元件在一个方向上移动相应单元所连接的相对部分的闸板段提供闸板段的环，连接到成对的闸板段并与其连接置的电机单元，所述马达动时，所述第一元件在一个方向上移动相应单元所连接的单元包括当被致动时在一个方向上移动相应单元所连接的的对的上段的，并且在相反方向上移动所述对的下段的元件，所述元件因此差的对的上段，并在相反的方向上移动所述对的下段，所述第一元件因此差动地打开和关闭喷嘴的相对部分，选择性地致动马达单元第一元件的第一导向操作装置，和下喷嘴部分的闸门段，以在基本相同的方向上一第一导向操作装置的装置可操作地连接连接到直径相对的上喷嘴部分和下喷嘴部分的快门段的运动单元的第一元件，以在基本相同的方向上一致地运动，并感测直径相对的上喷嘴部分的快门段，并在基本相同的所述方向上一致地运动，但在与所述感测直径相对的下喷嘴部分的快门段相反的方向上运动，所述马达单元还包括第二元件，所述第二元件可调节至第一状态以将上部挡板定位在上部喷嘴关闭位置并将下部挡板定位在下部喷嘴打开位置，并且可调节至第二状态以将上部挡板和下部挡板定位在基本相等的部分喷嘴关闭位置，所述第二元件包括互连所述马达的装置

13. 一种通常由透镜构成的飞行器。struq-
；~u? a-'si/cajhed by. pro- 75 设计的翼型表面

一个或一个以上

11

单元包括在前后方向上一致地移动单元的装置，从而在前后方向上移动连接到其上的百叶窗，所述移动装置可调节到第一状态，其中单元相对于环形布置的喷嘴同心地定位百叶窗，以及调节到第二状态，其中单元将百叶窗定位在与所述同心位置及其前方偏心的位置，以及调节第二元件和马达单元移动装置在其第一位置的第二先导操作装置

12

调节并因此关闭上喷嘴并打开下喷嘴，并且可选地调节第二元件和马达单元移动装置处于它们的第二状态，以关闭两个喷嘴的前部并打开其余部分。

本专利文件中引用的参考文献
外国专利

1047657 法国 1553 年 7 月 29 日

1962 年 8 月 28 日 j. c. M. 弗罗斯特
带有喷射流体控制环的飞机

3 051 414

于 1961 年 5 月 8 日提交

11 页-第 1 页

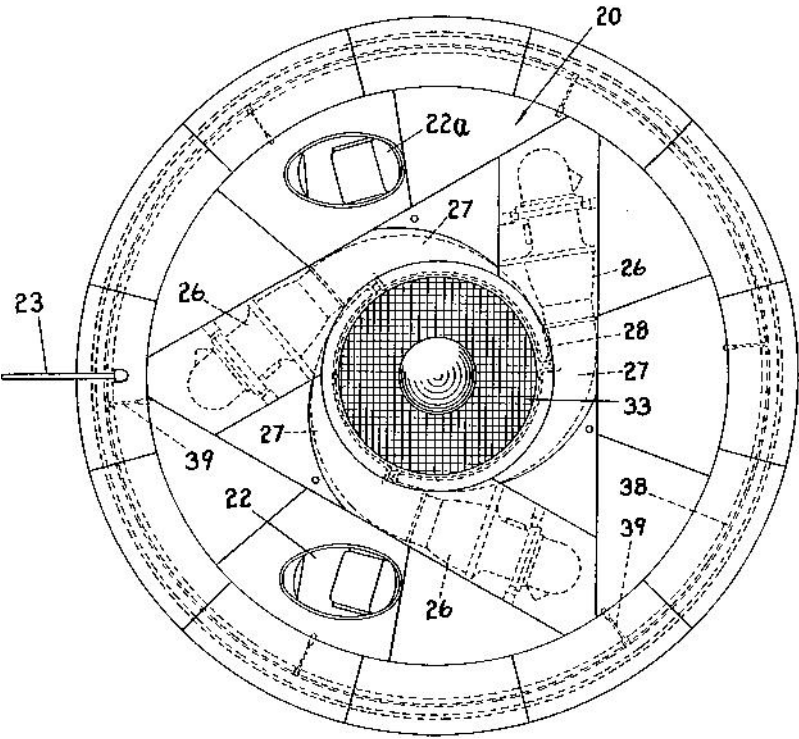


FIG. 1

INVENTOR,
J.C.M.FR05T

BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

1962年8月28日 *j. c. M.* 弗罗斯特
带有喷射流体控制环的飞机

禁止转载

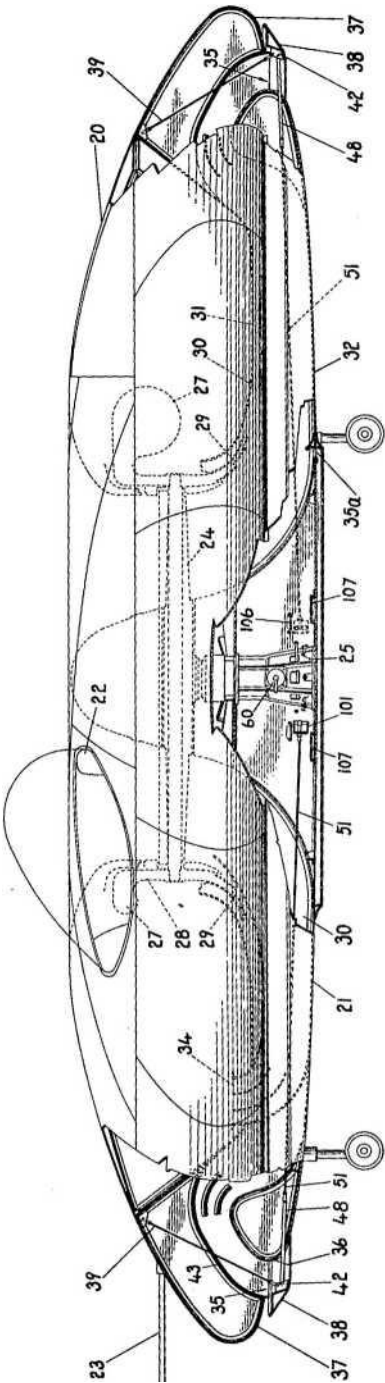
1962 年 8 月 28
日

于 1961 年 5 月 8 日提
交

J- C. M. FROST
S1RCS "FT" Jet 控制 ROL Rn|0

3 051 414

11 页-第 2 页



INVENTO
R,
J. C. M. 严寒
Mayo & Seigrist
ATTORNEY
5

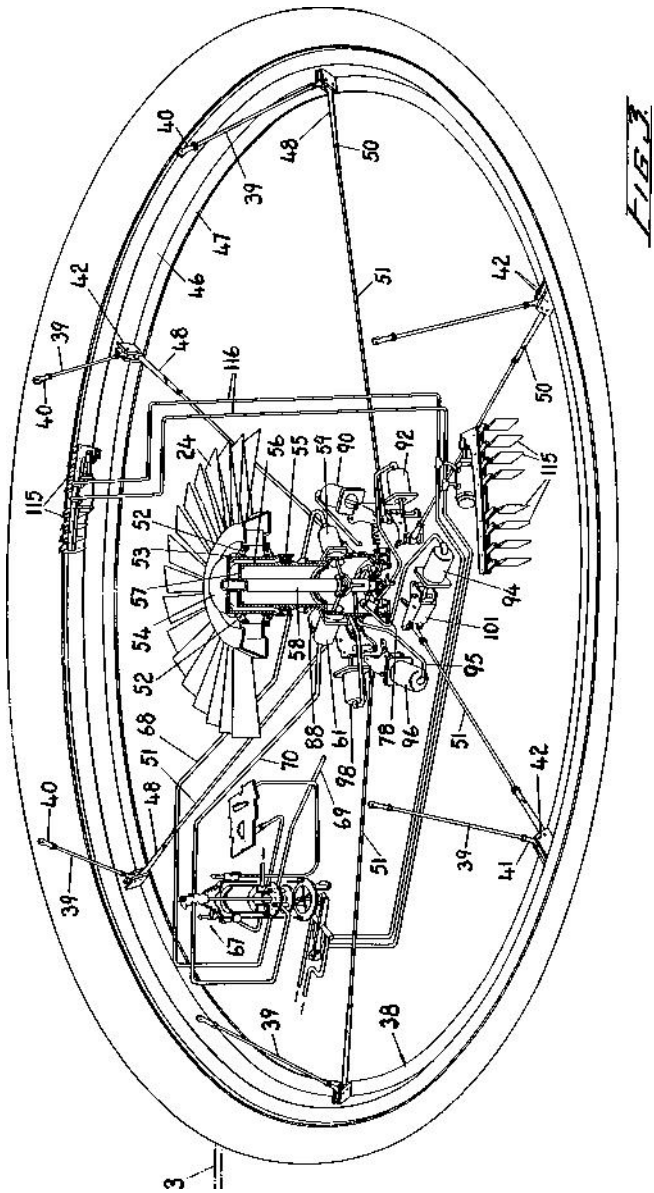
QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

于 1961 年 5 月 8 日提交

11 页-第 3 页



INVENTOR ~
J.C.M. 严寒

SY

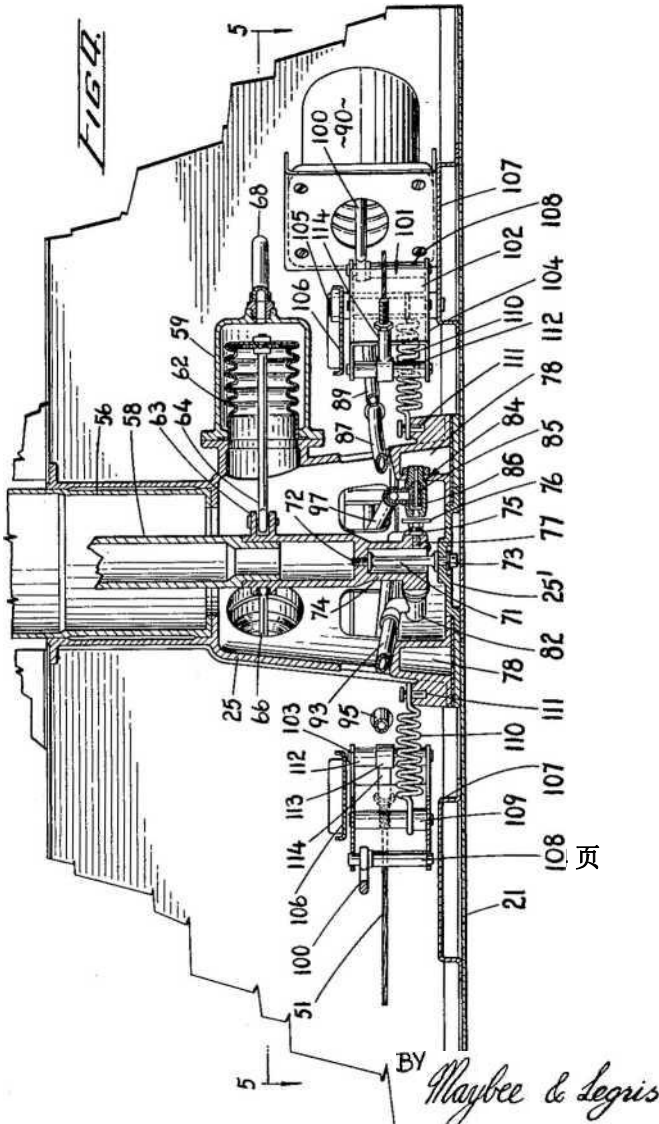
Maybee & Legris

律师

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机



于 1961 年 5 月 8 日提交

1962 年 8 月 28 日 **J. C. M. FROST 3, 051, 414**
带有喷射流体控制环的飞机

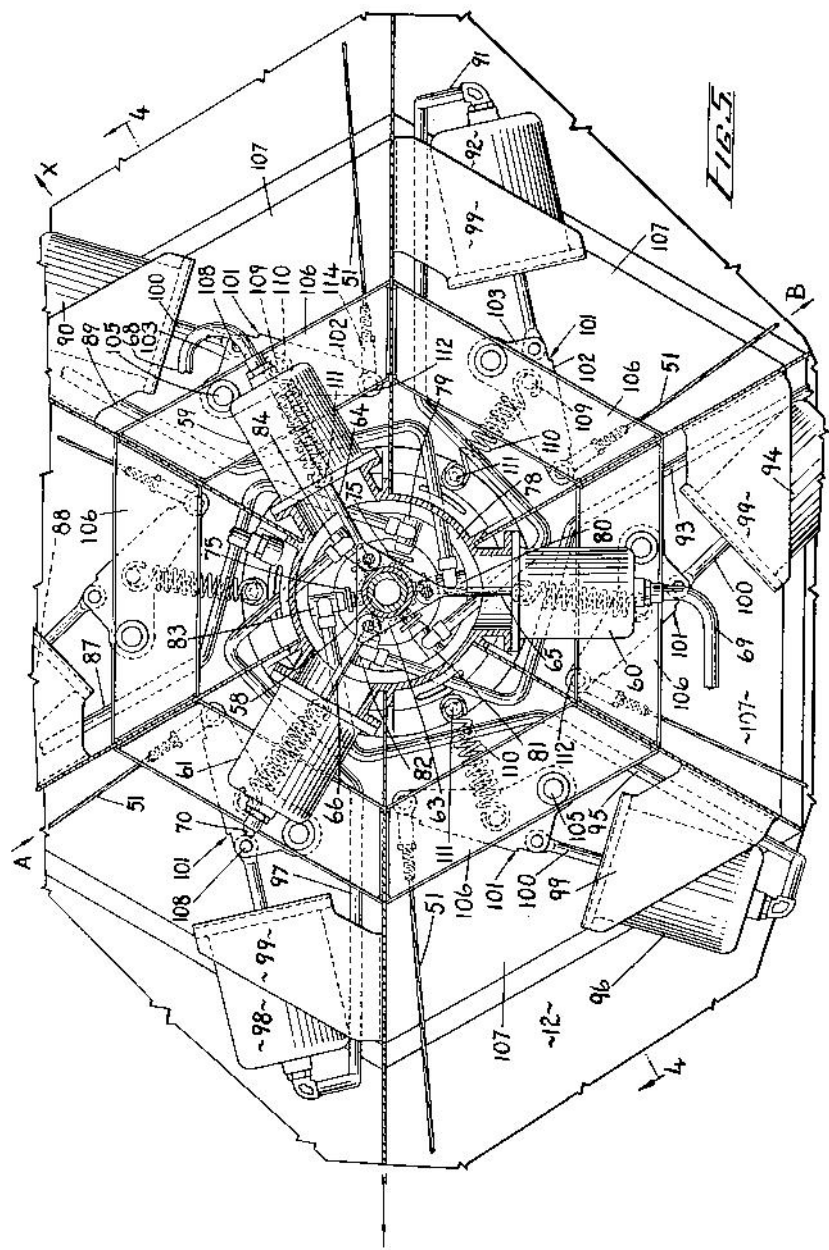
QQ475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

于 1961 年 5 月 8 日提

11 页-第 5 页



创造者
J.C.M.FR05T
BY *Maybee & Legris*
律师

QQ475725346

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

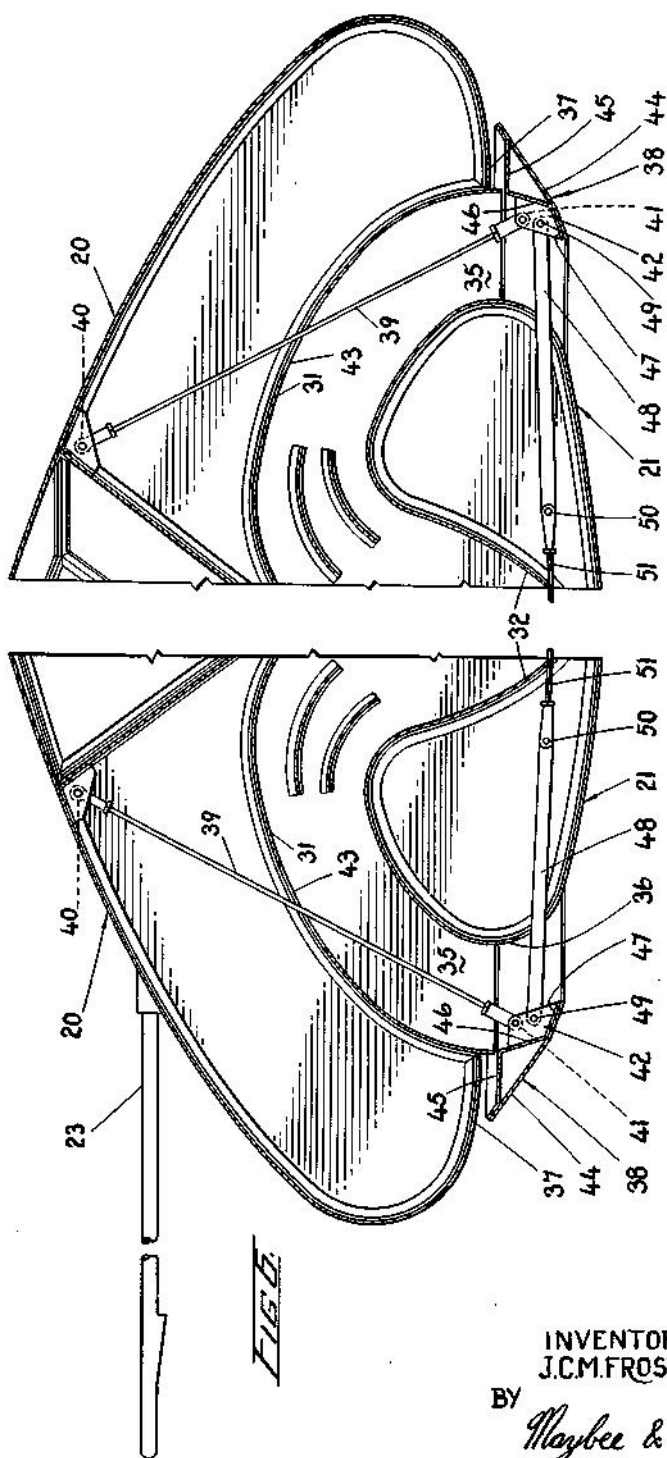
一个 ORET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

Filed May 8, 1961

11 Sheets-Sheet 6



INVENTOR
J.C.M.FROST
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J . c . m . 弗罗斯特 3, 051, 414
带有喷射流体控制环的飞机

于 1961 年 5 月 8 日提交

11 页-第 7 页

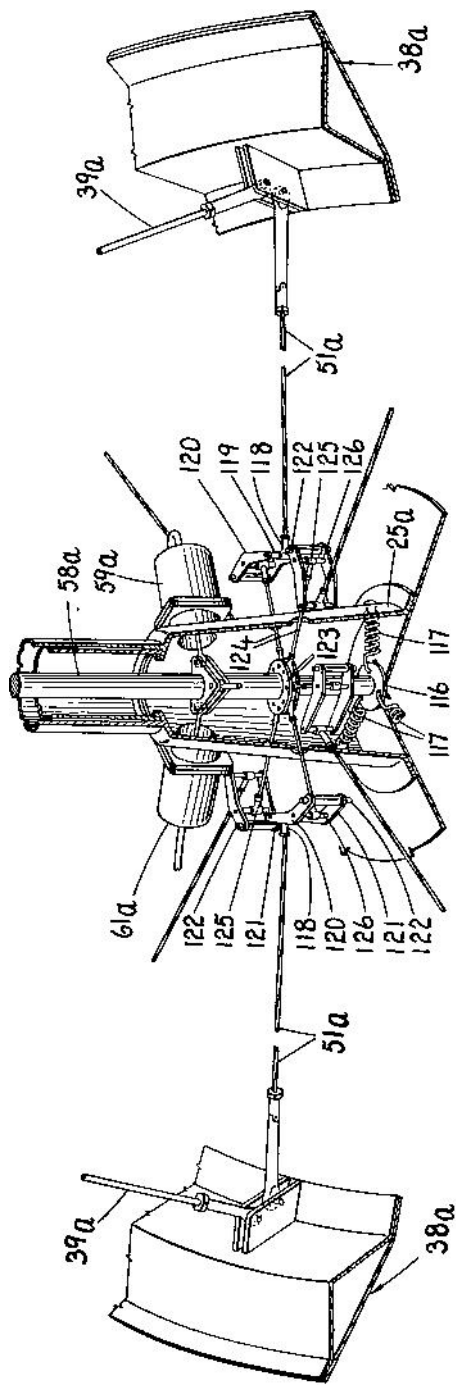


FIG. 7

创造者
J.C.M.FRQ5T
BY *Maybee & Segris*
律师

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. c. m. 弗罗斯特 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

于 1961 年 5 月 8 日提交

11 页-第 8 页

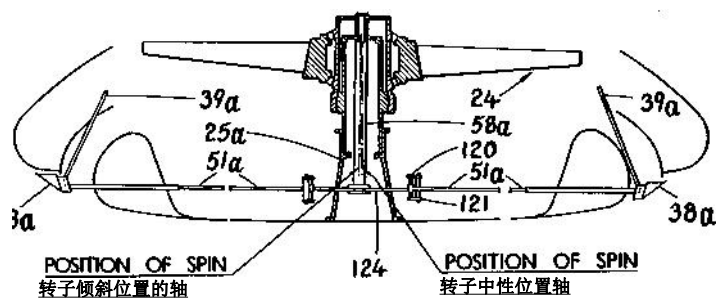
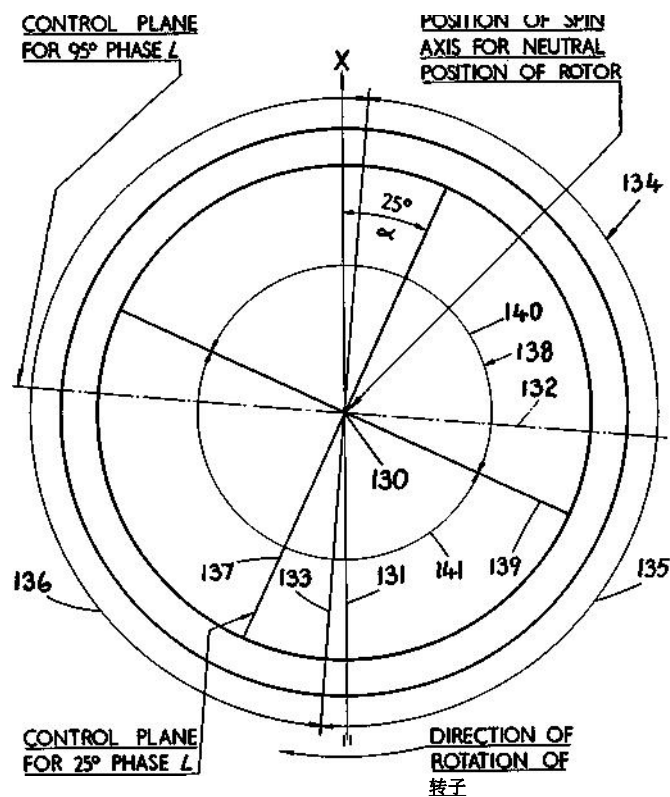


FIG. 8



创造者
J.C.M.FK05T

BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

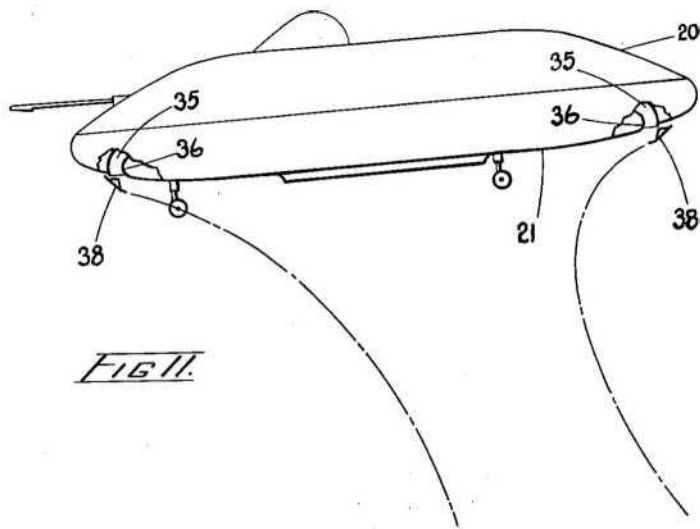
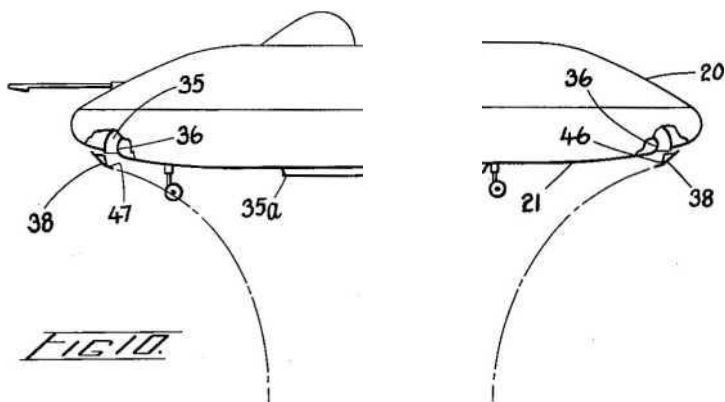
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 j. c. M .弗罗斯特
带有喷射流体控制环的飞机

3 051 414

于 1961 年 5 月 8 日提交

11 页-第 9 页

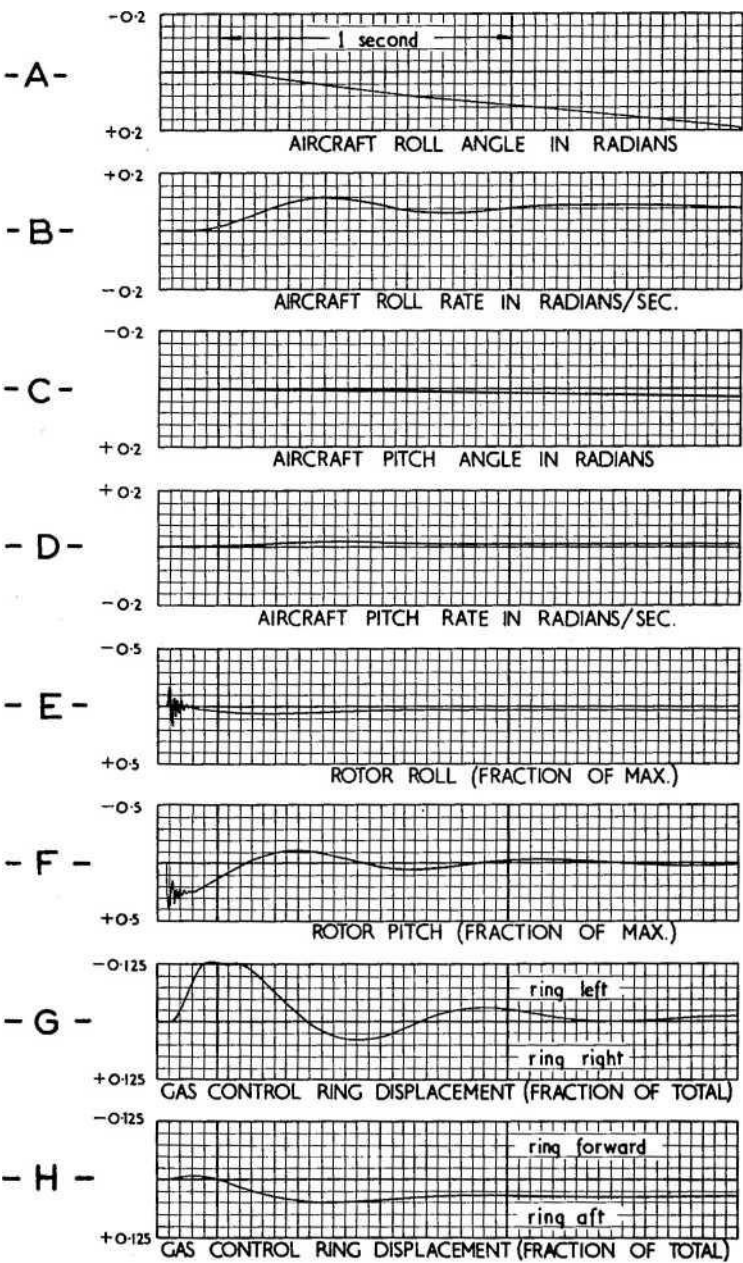


INVENTOR.
J.C.M.FRQST BY

QQ475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. c. m. frost 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机



95° PHASING

STICK RIGHT

HOVERING

于 1961 年 5 月 8 日提交的表格——表格 10

创造者..

J.c. M.严寒

Fig 12

& &e<P'24t>

QQ475725346

禁止转载

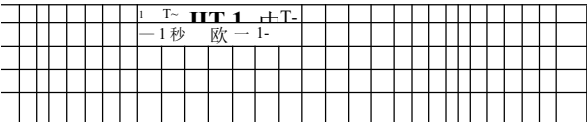
1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

带有喷射流体控制环的飞机

于 1961 年 5 月 8 日提交

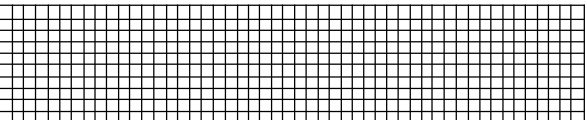
11 页-第 11 页

-一个-

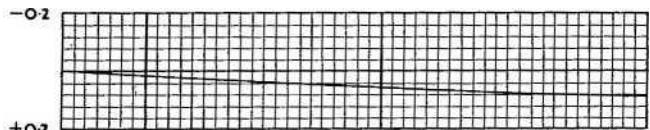


以弧度表示的飞机滚转角度

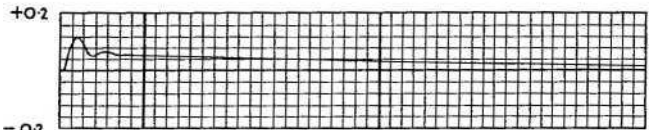
-乙-



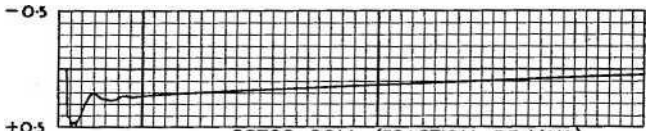
飞机滚转速率，单位为拉德 1 纳秒/秒。



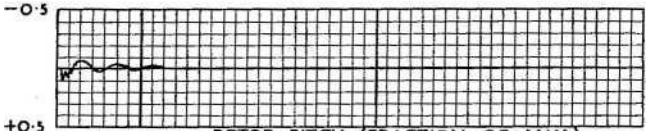
AIRCRAFT PITCH ANGLE IN RADIANS



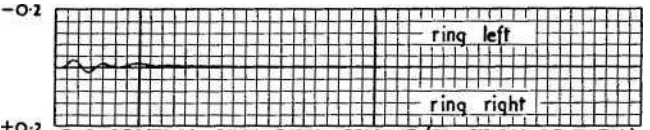
AIRCRAFT PITCH RATE IN RADIANS/SEC.



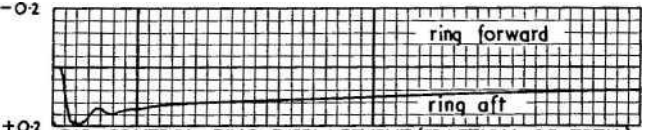
ROTOR ROLL (FRACTION OF MAX.)



ROTOR PITCH (FRACTION OF MAX.)



GAS CONTROL RING DISPLACEMENT (FRACTION OF TOTAL)



GAS CONTROL RING DISPLACEMENT (FRACTION OF TOTAL)

95 相位 IOFT/秒在海平面上升 2b5 节。

INVE

ATO

Maybee & Legris

律师

QQ475725346

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST 3, 051, 414

禁止转载

3 051 414

带有喷射流体控制环的飞机

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特，加拿大安大略省乔治敦市，
转让人，通过转让给加拿大安大略省多伦多市罗伊加拿大
有限公司

于 1961 年 5 月 8 日提交，爵士。编号:108, 365 17 Ciaims。
(CI. 244-12)

本发明涉及一种飞机，更具体地说，涉及一种具有机身结
构和推进喷嘴的飞机，该推进喷嘴优选向下，并具有开口，
该开口布置成在围绕该结构下侧的周边分布的多个位置排
放；飞机通过推进喷管高速喷射推进气体来获得推进推力。

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和克劳德·约翰·威廉姆
斯 1959 年 8 月 6 日的共同未决申请序列号 832, 404 公开了
一种圆形飞行器，其具有由相对的机翼表面覆盖的透镜形内
侧机身结构，该机翼表面为飞行器提供升力产生表面，以及
固定到内侧机身结构的外侧机身结构。该飞机在该结构中具有
气体置换通道，该气体置换通道包括出口喷嘴并终止于该
出口喷嘴，该出口喷嘴被布置成在围绕该结构的周边分布的
多个位置处排放，并且该外侧机身结构被布置成与该出口喷
嘴并置间隔开的关系，以与其一起提供上部和下部周边喷
嘴。提供了用于推动气体流过气体置换通道并流过出口喷嘴
和外围喷嘴的装置。主气体偏转装置设置成与出口喷嘴相关部
联，以在外围喷嘴之间分配气流，并且副气体偏转装置设置
在外侧主体结构上，以改变推进气体离开外围喷嘴的方向。

在所述共同未决申请中公开的飞机具有推动转子，以沿着
气体排放通道推动气体，并且转子被安装用于万向运动，并
且被偏置到内侧机身结构内的中性位置。转子可操作地连接
到主气体偏转装置，由此，当转子从其中间位置倾斜时，气
体偏转装置 45 被操作以稳定飞机。

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和克劳德·约翰·威廉姆
斯在 1959 年 8 月 6 日提交的序列号为 832, 406 的申请中要
求保护序列号为 832, 404 的申请中描述的飞行器控制系统。

本发明可以被认为是上述申请中描述的飞行器的发展。本
发明的具体描述的实施例不同于在所述申请中描述的飞机，
结构由为飞机提供升力面的上下机翼蒙皮覆盖。提供上机
翼主要在于其 pro- 55 脉冲喷嘴和其气体控制装置的布置。本发
明的飞行器可以使用与前述申请中所公开的相同的装置来表
示。上蒙皮²⁰¹被分成多个面板，以便于接近身体结构
沿着气体置换通道推动气体，该气体置换通道被布置成终止的内部。飞机有两个驾驶舱 22 和 22a，分别供飞行员和
于新型推进喷嘴装置，该新推进喷嘴装置替代了在所述申
请中描述的飞行器的出口喷嘴和外围喷嘴。本发明的飞行器
具有气体引导装置，该气体引导装置悬挂在推进喷嘴的嘴部的中心，用于在总体上以 25 表示的基座上进行万向运动。
边界附近，并且该气体引导装置具有一气体控制表面，该气体
控制表面成形为引导从嘴部排出的气体围绕凸面，并且优选
26 旋转，燃气涡轮发动机 26 通过“塔斯克”歧管 27 将
向内。气体控制表面形成喷嘴口的所述边界的可移动延伸部
推进气体排放到环形歧管 28 中。来自燃气涡轮发动机的
分，并且提供致动装置来移动其悬挂装置上的气体引导装置，
推进气体通过防爆门
从而。改变气体控制表面相对于所述嘴的位置

可变速地控制从口腔排出的推进气体的流动方向。

在根据本发明的飞行器的优选形式中，用于沿着气体
排出通道推动气体的发动机装置包括推动转子，该推动转
子通用地安装在该结构中，并且相对于该结构被偏置到中
性位置。转子可操作地连接到气体引导装置，由此转子从
其中间位置的倾斜操作气体引导装置以稳定飞机。如在上述
申请中描述的飞机中，飞行员控制装置被提供以向转子
施加倾斜力，由此气体引导装置可以在期望的方向上移
动。

现在将参照附图通过示例的方式描述本发明，在附图
中，相同的附图标记在几个视图中表示相似的部分，其中：

图 1 是体现本发明的飞机的平面图，以虚线示出了发
动机和气体导向装置的位置；

图 2 是图 1 的飞机的侧视图，部分剖开以示出气体引
导装置及其致动装置；

图 3 是飞机控制系统的示意透视图；

图 4 是图 5 中 4-4 线的剖面图，显示了图 3 所示控制系
统的内侧部分；

图 5 是图 4 中线 5-5 的水平剖面图；

图 6 是飞机外侧部分的剖面图，详细显示了气体导向
装置及其悬挂方法；

图 7 是用于气体引导装置的控制系统的改进形式的局
部剖开的详细透视图；

图 8 是示出图 7 的气体引导装置响应转子从其中间位
置倾斜的操作的示意图；

图 9 是表示转子位移和气体导向装置操作之间的相角
关系的示意图；

图 10 以图表的形式显示了当飞机悬停在离地面足够高
的地方以避免“地垫”效应时的气流；

图 11 以图表形式显示了飞机向前飞行时的气流；

图 12 是一组曲线图，示出了图 1 至 6 的飞机对飞行员
施加的控制输入的响应；和

图 13 是一组类似的曲线图，显示了飞机对上升阵风的
响应。

禁止转载

3 051 414
1962 年 8 月 28 日获得专利

haust 盒 29 进入分别限定在主体结构中的上壁 31 和下壁 32 之间的空间的气体置换通道 30，下壁 32 由下机翼蒙皮 21 的上表面形成。外侧部分呈杆 48 的形式，杆 48 在 49 处普遍固定到环 38 上的成对推进转子 24 通过格栅 33 吸入空气，并将空气输送到气体置换通板 42 上；杆 48 又在 50 处枢转地连接到钢丝绳 51。

道 30 中。飞行器的机身结构由径向设置的肋组成，使得气体排出通道包括多个扇形元件。这些元件中的三个在结构的外围附近外套 53 上，外套 53 的上端由隔膜 54 封闭。外套筒 53 通过部分球停止，并为发动机提供空气入口，所述空气入口之一在图 2 中用面轴承 55 安装在内套筒 56 上，内套筒 56 又固定在底座 25 上；内部套筒 56 在顶部由隔膜 57 封闭。致动轴 58 穿过隔膜 57，并在其上

为了更详细地描述飞机的骨架结构、推进转子、气体置换通端固定在隔膜 15 的孔 54 中。横隔膜。57 为致动轴 58 提供支点，由道和燃气涡轮发动机的布置，应该参考上述申请 832，404 和此，当转子 24 围绕轴承 55 倾斜时，致动轴 58 围绕隔膜 57 倾斜。832，406 中描述的结构，因为本发明飞机的结构在各个方面都在上述应用中，将会发现对转子在内套筒和外套筒上的安装的更详细描述。

在整个说明书和权利要求书中，为了方便起见，使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外侧”)和“内侧”(或“内”千斤顶 59、60’和 61。千斤顶沿底座 25 的径向设置，当从平面上看侧”)分别表示当在平面图中观察时，距转子的旋转轴线或推进时，以 120°的间隔隔开。每个千斤顶包括波纹波纹管，如图 4 中喷嘴的近似中心的更大和更小的距离。术语“垂直”、“向上”62 所示的千斤顶 59，致动杆 64 的一端固定在波纹管上，杆 64 的另和“向下”表示大致垂直于上下 ae^<^foil 表面之间的中间或弦一端固定在致动轴 58 上。致动轴 58 设有间隔开的凸缘 63 至 30，平面的方向。

气体置换通道 30 终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴在结构的下接到千斤顶 59、60 和 61 的波纹管上。千斤顶 59、60 和 61 分别通侧具有环形口 35。下壁 32 形成口部的内侧边界，如 36 所示，过导管 68、69 和 70 可操作地连接到图 3 中 67 所示的飞行员控制柱并在平滑的外凸表面中与下机翼蒙皮 21 汇合。上壁 31 形成嘴上。控制柱根据前述申请中的教导来构造。飞行员对控制柱的操作将 35 的外侧边界，如 37 所示。中央稳定喷嘴 35a(见图 2)形成在改变导管 68、69 和 70 中的流体压力，从而使千斤顶 40、59、60 主推进喷嘴口 35 内侧的下蒙皮 21 中。

气体控制环 38 形式的气体引导装置悬挂在喷嘴的外边界 37 到致动轴上的力将倾向于使轴围绕由隔膜 57 提供的支点摇摆，并将附近和下方；这种布置在图 2、3 和 6 中显示得最清楚。环 38 导致向转子 24 施加倾斜力。如在前述应用中，该布置是这样的，如围绕环形推进喷嘴的整个周边延伸，并由围绕主体结构周向间隔果飞行员在第一方向上移动控制柱，施加到转子的倾斜力将在转子旋开的六个连杆 39 支撑。连杆 39 在其上端 40 处通用地安装到主转方向上从第一方向前进 90°的第二方向上。现在参考图 4，致动体结构上，并在其下端 41 处固定，在固定到环上的间隔开的成轴 58 的下端固定到扭杆 71 上，扭杆 71 的上端在 72 处拧入致动轴下对板 42 之间具有有限的通用运动。连杆穿过上壁 31 中的孔 43，端的孔中。扭杆的下端在 73 处固定到基座构件 55 上，基座构件 55 并悬挂环 38，以便相对于喷嘴的嘴 35 运动。

如图 6 所示，环 38 由两个部分形成，外部部分 44 和内部部转子保持在中性位置，其旋转轴平行于内套筒 56 的轴。分 45，内部部分 45 被成形为用部分 44 封闭三角形空间。这种现在将描述用于将转子倾斜运动的效果传递 60 到气体控制箱形截面结构使环具有刚性，并且三角形空间可以用泡沫塑料环的装置。特别参照图 4 和 5，致动轴 58 的下端设置有围绕扭杆 71 材料填充以加强环。部件 45 的内侧表面提供气体控制表面，其的套筒 74。六个邻接件或挺杆 75 固定到套筒的外表面，每个挺杆具可以被认为是两个部分：稍微向内指向的上部 46 和向内指向更有平的盘状头部 76 和螺杆 77，由此可以调节头部与致动轴中心的陡的下部 47。部件 46、47 一起构成气体控制表面，该气体控间隔距离。从图 5 中可以看出，六个挺杆围绕驱动轴下端的 pe- 70 制表面将离开嘴部 35 的推进气体大致向内导向飞行器的中心。等分。形成在基座 25 底部的是环形歧管 78，其被提供有从发动机由部件 46、47 构成的气体控制表面本身构成推进喷嘴口部 26 的压缩机排出的高压空气。六个压力传感喷嘴 79、80、81、82、35 的外侧边界 37 的可移动延伸部分，并且当环 38 在其悬挂连 83 和 84 安装在环形歧管 78 的内壁上，每个喷嘴都伸入环形歧管 78 杆 39 上移动时，气体控制表面相对于口部的位置将会变化，从中而将控制从喷嘴口部 35 排出的推进气体的流动方向。

气体控制环 38 的运动由推动转子 24 的“m”控制。被描述和

禁止转载

5 7 S

环之间的环形空间。歧管和构成致动轴 58 的基座的套筒 74。每个喷嘴包括一个内喷嘴元件和一个外喷嘴元件，例如，如图 4 所示，喷嘴 84 具有一个内喷嘴元件 85 和一个外喷嘴元件 86，其在一个挺杆 75 的旋转头 76 附近排放。内部喷嘴元件 85 安装在外部喷嘴元件 86 内的腔室中，并且每个外部喷嘴元件的腔室通过导管连接到流体操作致动器，这将在下文中描述。

每个压力传感喷嘴的操作如下：高压空气从环形歧管 78 穿过内喷嘴元件 85 进入外喷嘴元件中的腔室，并从外喷嘴元件 86 流出，以撞击挺杆 75 的头部 76，从而在腔室中保持压力。如果现在头部 76 接近外喷嘴元件 86，腔室中的压力将增加，而如果头部 76 远离外喷嘴元件 86，腔室中的压力将降低。由此可见，挺杆之间的间距。喷嘴将控制室内的压力或背压。

现在参考图 5，喷嘴 79 通过导管 87 连接到流体操作致动器 88；喷嘴 80 通过导管 89 连接到流体操作致动器 90；喷嘴 81 通过导管 91 连接到流体操作致动器 92；喷嘴 82 通过导管 93 连接到流体操作致动器 94；喷嘴 83 通过导管 95 连接到流体操作致动器 96；并且喷嘴 84 通过导管 97 连接到流体操作的致动器 98。致动器 88、90、92、94、96 和 98 固定在支架 99 上的主体结构上，每个致动器连接到一根钢丝绳 51 上，钢丝绳 51 的另一端连接到杆 48 上，从而连接到气体控制环 38 上。

每个所述致动器通过复合杠杆连接到钢丝绳 51，如将参照图 4 和 5 针对致动器 90 所述，每个其他致动器的布置是相似的。致动器 90 具有致动杆 100，该致动杆 100 连接到总体以 101 表示的杠杆。杠杆基本上是 U 形截面，包括腹板 102 和上下凸缘 103 和 104。分别。杠杆枢转地安装在销 105 上，销 105 在固定到主体结构的上支架 106 和下支架 107 之间延伸。致动杆 100 在其自由端形成有孔眼，以枢转地包围在杠杆的凸缘 103、104 之间延伸的枢转销 108。另一个具有减小的端部的销 109 安装在凸缘 103、104 之间，并固定到拉簧 110 的一端；弹簧 110 的另一端由螺柱 111 固定在底座 25 上。另一个销 112 在杠杆的上下凸缘 103、104 之间延伸，销 112 具有穿过凸缘 103、104 中的孔的缩减端。包围销 112 的是具有圆柱形延伸部 114 的套筒 113，钢丝绳 51 的内端固定在该延伸部上。

考虑杠杆 101 作为一个整体，它绕销 105 枢转，并且可以通过致动杆 100 借助于致动器 90 绕销摆动。当杠杆围绕销 105 摆动时，它将拉动它向内连接的缆索 51，或者。将允许它向外移动；弹簧 110' 作用在杠杆 101 上，倾向于向内拉动电缆 51。

现在参考图 3，飞机由安装在气体置换通道 30 中的几组舵叶 115 控制偏航，并且以与前述申请中描述的方式相同的方式通过流体导管 116 从控制柱 67 的底部控制这些舵叶。

在图 7 中，显示了一个修改的配置

固定到气体控制环的连杆通过枢转杠杆机械连接到转子的致动轴。

现在参照图 7，气体控制环以 38a 表示，并以与前述实施例相同的方式通过连杆 39a 悬挂在结构上。转子的致动轴用 58a 表示，并由流体操作的千斤顶移动，其中两个用 59a 和 59b 表示。61a，以与前述实施例相同的方式。致动轴的基部设有凸缘 116，三个拉簧 117 的内端连接到凸缘 116 上，拉簧的外端固定到支撑转子的基部 25a 上。弹簧 117 构成偏压装置，该偏压装置倾向于将致动轴 58a 保持在中间位置，其轴线平行于固定内套筒的轴线，转子普遍安装在该固定内套筒上。致动轴和气体控制环之间的连接类似于前述的连接，其钢丝绳部分用 51a 表示。每个钢丝绳部分 51a 被固定到套筒 118 上，套筒 118 枢转地安装在销 119 上，销 119 容纳在复合杠杆的上臂 120 和下臂 121 之间，并且每个杠杆绕安装在主体结构上的销 122 枢转。致动轴 58a 设置有间隔开的凸缘 123，在凸缘 123 之间枢转地接收连杆 124 的内侧端。每个连杆 124 的外侧端连接到套筒 125，套筒 125 又安装在销 126 上，销 126 容纳在一个复合杠杆的上臂 120 和下臂 121 之间。

现在将概述参照图 1 至 6 描述的飞机的操作。当燃气涡轮发动机 26 运行时，它们将推进气体排放到“塔斯克”歧管 27 中，然后气体流入环形歧管 28，驱动转子 24 的顶端涡轮，并通过排气箱 29 进入气体置换通道 3。当转子 24 旋转时，它通过格栅 33 吸入空气，并推动空气沿着气体置换通道 30 向外流动。空气与从排气箱 29 排出的推进气体混合，气体和空气的混合物被沿着气体排出通道向外推动，并从向下导向的推进喷嘴的嘴部 35 排出。

从口 35 喷出的气体用于控制飞机，并且至少部分地维持飞机。通过相对于嘴部 35 的外侧边界 37 移动气体控制环 38 来控制能够在任何方向悬停和飞行的飞机。通过适当调整环 38 的位置，飞机可以悬停、向前或向后移动、爬升、俯冲或转弯。

飞机的形状使其基本上在空气动力学上不稳定，因此有必要提供自动控制系统，该系统将自动操作气体控制环 38 以稳定飞机。同样有必要的是，提供一个飞行员操纵的控制系统来移动气体控制环，以使飞机执行飞行员所希望的操纵。气体控制环 38 响应于致动轴 58 的运动而运动，该致动轴 58 可以由飞行员移动，或者可以在飞机获得绕垂直于致动飞机的致动的轴线的速率时相对于飞机移动。

气体控制环 38 具有如图 2 和图 6 所示的中心位置，其中气体控制表面的部分 46 基本上形成气体控制环 38 的外侧边界 37 的延伸。喷嘴口和

转子的旋转轴。当驾驶员移动时，飞机进行所需的操纵，当借助飞机交流移动时，控制系统起稳定飞机的作用速率，

先前描述的控制系統。在改進的系統 75 中，零件內側邊緣之間的環形空間

禁止转载

3 051 414

7 s

47, 喷嘴的内侧边界 36 围绕喷嘴口的整个周边具有相等的径向宽度。如果现在环 38 上的一个点径向向外移动, 环上径向相对的点将径向向内移动, 并且由于环 38 是整体结构, 环上的每个其他点将根据其在环上的位置移动。应当理解, 在环的这种移动过程中, 围绕环的一半周边, 气体控制表面的部分 47 的内侧边缘将远离喷嘴口 35 的内侧边界 36 移动, 并且围绕环的另一半周边, 部分 47 的内侧边缘将朝向内侧边界 36 移动。因此, 喷嘴口的有效面积, 即部件 47 的内侧边缘和内侧边界 36 之间的面积, 将在喷嘴周边的一半周围增加, 而在喷嘴周边的另一半周围减小。有效面积增加的喷嘴口的一半和有效面积减少的一半之间的分割平面垂直于包含径向向外移动的点和喷嘴中心的平面, 并且其本身穿过喷嘴的中心。

现在参考图 10 和 11, 将解释当环处于其中心位置和移位位置时, 从嘴部 35 产生的气流。在图 10 中, 飞机悬停在离地面足够高的位置, 以避免“地面缓冲”效应。气体控制环 38 位于其中心位置, 气体控制表面的部分 46、47 将从喷嘴口 35 喷出的推进气体向内引导到喷嘴口的整个周边。推进气体的环形流围绕喷嘴口的平滑弯曲的内边界 36 向内偏转, 然后从飞机的下侧脱离, 基本上垂直向下流动。从图 10 中可以看出, 气流可以说是“沙漏”形状。来自嘴 35 的环形射流形成管状气幕, 气幕的中心充满从中心稳定喷嘴 35a 喷出的气体。

围绕嘴部 35 的平滑弯曲的内侧边界 36 向内的气体偏转是由于柯恩达效应。众所周知, 如果喷嘴的一个边界在气流方向上比喷嘴的另一个边界延伸得更远, 并导致平滑地弯曲远离所述另一个边界, 那么流过喷嘴的气体将围绕所述弯曲的边界偏转; 这就是众所周知的柯恩达效应。柯恩达效应还具有另一个特性, 即对于给定面积的喷嘴, 如果弯曲边界的曲率半径增加, 则气体在所述弯曲边界周围比边界具有较小曲率半径的情况下偏转得更远, 而不会从中脱离。相反, 对于具有远离喷嘴口弯曲的边界且曲率半径不变的喷嘴来说, 可以说明这种特性。对于这种喷嘴, 如果气体射流的厚度减小, 那么与较厚的气体射流相比, 气体将在脱离弯曲边界之前围绕弯曲边界进一步偏转。本发明利用了后一种特性。

在图 10 中, 飞机被显示为支撑在基本上管状的气体幕的顶部; 气体在脱离之前以某种方式流过飞机的下侧, 大致垂直向下流动。在图 10 中, 幕帘的压力中心与飞机的重心一致。如果现在移动气体控制环, 如下文所述, 管状气体幕相对于飞机倾斜, 并且气体幕的压力中心远离飞机的“重心”。飞机。in 'IR

图 11 所示的飞机带有向后移动的气体控制环 38, 其效果是减小了喷嘴前半部周围的推进喷嘴口的有效面积, 并增加了喷嘴后半部周围的喷嘴口的有效面积。结果, 外围前半部分周围的气流厚度减小; 就气流而言, 这与增加喷嘴内边界的曲率半径具有相同的效果。由此可见, 从喷嘴口前半部排出的气体在脱离飞机下侧之前, 将绕着喷嘴口的内侧边界 36 进一步偏转。对比图 10 和 11 可以清楚地看出这种效果。

相反, 邻近推进喷嘴口后半部的环的半部的向后运动, 将增加口的后半部的有效面积, 从而实际上减小了的半径。就气流而言, 内边界 36 的曲率为 20。由此可见, 从喷嘴后半部分排出的气体将被偏转一个比图 10 中的情况更小的角度, 并将在图 10 中脱离的位置的外侧从飞机 25 的下侧脱离。对比图 10 和图 11 可以清楚地看出这种效果。

因此, 向后移动气体控制环的结果是管状气体幕相对于飞机倾斜 30°, 并且气体幕的压力中心相对于飞机的重心向后移动, 从而对飞机施加一个头朝下的力偶。这种耦合将由机翼蒙皮 20、35 和 21 所获得的空气动力升力来平衡, 这样飞机将在机头向下的位置向前运动。随着飞机速度的增加和气动升力的增加, 飞机的机头将上升, 直到后者在水平位置飞行。由于管状气幕向后倾斜 40°, 气幕的反作用力可以分解为垂直和水平分量, 反作用力的垂直分量将被向上引导, 并将部分支撑飞机(在气动升力的帮助下), 而水平分量将被向前引导, 并将使飞机向前移动。

应当理解, 虽然图 11 示出了处于向后位置的气体控制环, 但是该环可以在任何方向上移动, 并且飞行器将受到类似于参照图 11 所述的力偶和推进力 50, 但是方向不同。因此, 通过在期望的方向上移动气体控制环, 飞机可以在任何方向上移动, 并且可以向飞机施加力偶以使其倾斜或校正由外部条件(例如阵风)引起的倾斜。

下面描述在图 1 至 6 所示的实施例中, 飞行员移动气体控制环 38 的方式。

如前所述, 由驾驶员操作控制柱 67 操作千斤顶 59、60 和 61, 以向致动轴 58 施加倾斜力, 从而向推进转子 24 施加倾斜力。飞行员的控制柱和致动器 59、60 和 61 之间的相位是这样的, 例如, 如果飞行员向前移动他的柱 65°, 施加到致动轴 58 的力将向右, 即施加到致动轴的力将从飞行员移动他的控制柱的方向顺时针前进 90°。

当飞行员向致动轴 58 施加倾斜力时, 转子 24 将被引起摆动, 并最终呈现偏转位置(即, 从其中间位置倾斜), 结果致动轴处于偏转位置。考虑图 4 和 5, 假设致动轴 58 处于其中间或中心位置, 使得每个头部 76

QQ4

一个或一个以上

挺杆 75 与其相关联的喷嘴 79-84 的压力传感喷嘴等距隔面在下文中称为“控制平面”，并且由于致动轴的基部运动喷嘴连接到致动器的导管中的压力将相等，并且致动器的方向和控制平面之间的角度为 95° ，所以所使用的术语 88、90、92、94、96' 和 98 中的压力将相等，从而相等是控制系统的相位角为 95° 。 95° 的相位角表示，如果当地拉动连杆 48、51 并将气体控制环 38 保持在其中心位置，致动轴的底部沿给定的方向移动，则向内或向外移动最大距离的气体控制环上的点将位于与包含转子旋轴 58 施加倾斜力，进一步假设致动轴 58 的底部的最终偏转轴的中性和倾斜位置的平面成 95° 的平面内。转直接朝向喷嘴 84 并直接远离喷嘴 81，即在图 5 中箭头 X 的方向上。与喷嘴 84 相关联的挺杆 75 的头部 76 将接近后者，并将增加导管 97 和致动器 98 中的压力。致动器 98 将沿顺时针方向摇动其相关联的杠杆 101，并将向内，即沿图中箭头 A 的方向拉动其相关联的缆绳 51。

5. 相反，与喷嘴 81 相关联的挺杆 75 的头部 76 将远离喷嘴移动，从而降低导管 91 和相关联的致动器 92 中的压力。致动器 92 将随之沿逆时针方向摇动其相关联的杠杆 101，并且其相关联的缆绳 51 将向外移动，即沿图 5 中箭头 B 的方向移动。

因此，固定到由致动器 98 操作的缆绳 51 上的气体控制环上的点将向内沿箭头 A 的方向移动，并且连接到由致动器 92 操作的缆绳 51 上的环 38 上的直径相对的点将向外移动，并且环将整体沿箭头 A 和 B 的方向移动。82 和 83 将导致它们相关联的致动器的操作与喷嘴 81 和 84 之间的相应喷嘴的位置成比例，并且所有的致动器将协同操作以整体移动气体控制环。

顺时针测量，方向 X 和方向 A、B 之间的角度为 95° 。参考图 9 的图表，中心点 130 代表转子处于其中间位置时转子的旋转轴的位置。如果现在转子倾斜，倾斜转子的自旋轴将位于包含自旋轴的中性位置 130 的平面中；假设该平面是由图 9 中的线 131 表示的平面，并且致动轴 58 的基部已经沿图 9 中箭头 X 的方向移动，该方向对应于图 5 中箭头 X 的方向。图 9 中的线 132 表示包含转子旋转轴的中性位置 130 并从方向 X 顺时针前进 95° 的平面。通过致动轴的基部在方向 X 上的运动而在内侧或外侧方向上移动最远的气体控制环上的点将是位于平面 132 中的那些点，即连接到致动器 98 和 92 的那些点。环 58 上的其他点将按比例向内或向外移动，但是气体控制环上的两个完全相反的点(在内侧或外侧方向上)是那些在包含点 130 的平面中并且与平面 132 成直角的点，即位于由线 133 表示的平面中的点。

如果图 9 中的圆 134 代表气体控制环 38，那么由半圆 135 代表的气体控制环的该部分将向外移动，从而增加环的该部分周围的喷嘴口的有效面积，而由半圆 136 代表的环的该部分将向内移动，从而减少环的该部分周围的喷嘴口的有效面积。半圆 135、136 被平面 133 和气体

任何向内或向外的运动。发生最大内侧或外侧运动的平面在下文中称为“控制平面”，并且由于致动轴的基部运动喷嘴连接到致动器的导管中的压力将相等，并且致动器的方向和控制平面之间的角度为 95° ，所以所使用的术语 88、90、92、94、96' 和 98 中的压力将相等，从而相等是控制系统的相位角为 95° 。 95° 的相位角表示，如果当地拉动连杆 48、51 并将气体控制环 38 保持在其中心位置，致动轴的底部沿给定的方向移动，则向内或向外移动最大距离的气体控制环上的点将位于与包含转子旋轴 58 施加倾斜力，进一步假设致动轴 58 的底部的最终偏转轴的中性和倾斜位置的平面成 95° 的平面内。转直接朝向喷嘴 84 并直接远离喷嘴 81，即在图 5 中箭头 X 的方向上。与喷嘴 84 相关联的挺杆 75 的头部 76 将接近后者，并将增加导管 97 和致动器 98 中的压力。致动器 98 将沿顺时针方向摇动其相关联的杠杆 101，并将向内，即沿图中箭头 A 的方向拉动其相关联的缆绳 51。

在上述应用中，描述了一种用于飞行器的控制系统，该飞行器具有与本申请中描述的相同的总体形状。在上述申请中描述的飞行器具有可绕旋转轴线旋转的转子，该转子相对于飞行器的机身结构具有中性位置，并且该转子连接到气体偏转装置，以控制 airgo 飞行器。与旋翼相关联的是偏置装置，该偏置装置将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋翼旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜，并向飞机施加陀螺耦合。该控制系统使位于控制平面附近的气体偏转装置工作，该控制平面包含对应于转子中性位置的转子旋转轴的位置，并相对于包含对应于转子中性和倾斜位置的旋转轴线位置的平面在转子旋转方向上前进一个相位角 α 。相角 α 被定义为介于 0° 和 90° 之间，由控制系统施加到飞机上的 35° 力偶可以分解成两个分量，第一个分量与余弦 α 成比例，并放大由转子施加到飞机上的回致力偶，第二个分量与正弦 α 成比例，直接与飞机的 40° 旋转速度相反。在上述申请中进一步描述了放大陀螺仪耦合的目的是使飞机表现得好像它包含比实际更大的陀螺仪。

已经发现，当上述控制系统工作时，转子和飞机由于放大的陀螺耦合而振荡，并且当相位角越接近 0° 时，这些振荡越剧烈，即陀螺耦合被放大得越多。即使陀螺仪耦合没有被放大，即相位为 90° 和 50° 时，飞机也会有一些振荡。如果飞机具有足够的控制能力，即从排出的推进气体中获得足够的反作用力，则可以成功地使用 0° 和 90° 之间的相位角，因为振荡速度快且振幅小。无论如何，在控制功率低的地方，飞机的振荡很慢，并积累到很大的振幅，这对飞行员来说是非常不愉快的。

现在已经发现，通过将控制系统的相位角增加到大于 90° ， 60° 的值，由转子施加到飞行器上的陀螺耦合可以被减小，并且在某些情况下被由推进气体施加到飞行器上的合力消除，从而即使在使用低控制功率时也减少或消除了飞行器的不希望有的振荡。虽可能只有一种特定的控制设置，在这种设置下，陀螺耦合被推进气体施加到飞行器上的控制力完全消除，但是相位角增加到大于 90° 的值提供了控制力分量，该控制力分量将对抗并减小陀螺耦合，从而减小飞行器随后的振荡。

现在将参照图 12 和图 13 描述图 1 至图 6 的飞机的响应，图 12 和图 13 中的每一个示出了一系列的八个曲线图。图表

11 12

显示以下位移和速度:

- (A) 飞机的滚转角, 单位为弧度,
- (B) 飞机的滚转速率或滚转速度, 单位为弧度每秒,
- (C) 以弧度表示的飞机俯仰角,
- (D) 飞机的俯仰速率或俯仰速度, 单位为弧度每秒,
- (E) 旋翼在飞机内的滚转量是以其最大滚转的百分比来测量的, 该滚转量由结构限制来设定, 例如, 可以是离开中立位置的 100%,
- (F) 飞机内的旋翼桨距测量为其最大桨距的一部分,
- (G) 气体控制环向其中心位置左右的位移, 作为其总允许运动的一部分进行测量, 以及
- (H) 气体控制环从其中心位置沿前后方向的位移, 作为其总允许运动的一部分进行测量。

图 12 的图表显示了当飞机悬停时, 飞行员将控制杆向右移动时的反应。控制柱向右移动的量是根据旋翼的最终运动来测量的, 该运动表示为旋翼在任何方向上的总允许运动的百分比, 各种运动被认为是旋翼静止时飞机在地面上。因此, 如上所述, 旋翼从其中立位置向任何方向的总运动可能是 100%, 因此, 如果飞行员将他的控制柱向右移动 10%, 这意味着他已经充分移动了他的控制柱, 这样, 当飞机在地面上并且旋翼静止时, 旋翼将从其中立位置移动 10% 的总运动。如上所述, 控制柱的运动与施加到致动轴 58 上的合力成 90° 异相, 因此, 例如, 当飞行员向右移动控制柱时, 致动器 59、60、61 将通过摇动致动轴 58 向转子施加俯仰力矩。此外, 图表是在假设飞行员的输入是阶跃输入, 即突然输入, 而不是在期望方向上缓慢移动的基础上准备的。

现在回到图 12, 作为柱向右移动的结果, 通过驱动轴施加力。58, 转子的俯仰力矩, 其结果是获得俯仰速度或俯仰速率; 一旦转子获得这个速率, 它就受到陀螺运动和进动定律的影响。参考图 12 的曲线图 E 和 F, 表明转子最初俯仰, 然后滚动, 然后在滚转和俯仰两个方向振荡。横摇中的振荡迅速消失, 在横摇中留下小的偏转, 而纵摇中的振荡频率降低。

气体控制环 38 的最终位移可以从曲线图 G 和 H 看出, 并且环的总位移可以被认为是由两个成直角的分量组成, 在曲线图 G 中示出了在左右方向上的位移(从飞机的后部观察), 在曲线图 H 中示出了在前后方向上的位移。首先考虑在左右方向上的位移, 环首先移动到左侧。这具有增加飞机左侧(从飞机后部看)推进喷嘴口部分的有效面积和减少飞机右侧推进喷嘴口部分的有效面积的效果。因此, 从推进喷管喷出的管状气幕将向飞机的左侧倾斜, 倾斜的气幕将向飞机施加一个力矩, 如上面参照图 11 所述, 并倾向于使飞机向右倾斜。然后环移动到右边, 把中空的推进气体幕倾斜到空气的右边。

飞行器, 并将检查飞机的滚转速率, 如图 12 中的图表 B 所示。因此, 曲线图 G 所示的控制环的左右位移使飞机具有如图 A 所示的稳定增大的滚转角和如图 B 所示的基本恒定的滚转速率。

气体控制环也有一个向后偏转的分量, 如参考图 11 所述, 它给飞机施加了一个机头向下的力偶。当飞行员向右移动他的立柱时, 他向致动轴 58 施加倾斜力, 倾向于将轴的基部向后移动。由于陀螺进动定律, 转子将导致驱动轴的底座向左移动。然而, 对飞机施加头朝下的力偶 15 会使旋翼倾斜, 并倾向于使驱动轴的底部向右移动。倾向于将致动轴的基部向左移动的转子的运动向飞机施加了一个称为“陀螺耦合器”的耦合, 该耦合被飞机上倾向于将致动轴的基部向右移动的机头向下的耦合所抵消。从曲线图 E 可以看出, 在一些快速衰减的初始振荡之后, 转子在桨距上有轻微的偏转。从图表 C 和 D 中还可以看出, 飞机几乎没有任何俯仰角或俯仰速率。

图 12 中的一系列曲线图应该与前述应用中的类似曲线图进行比较, 这些曲线图显示了具有 20° 30° 相位角的控制系统的响应。从后者可以看出, 飞机获得了一个俯仰速率, 并且在低控制功率的情况下, 已经发现该俯仰速率增大, 使得飞机执行令人不愉快和不希望的大幅度慢振荡。

35 正如在上述应用中更充分描述的那样, 飞机在控制系统影响下的行为在向前飞行中与在悬停中有些不同。当飞机向前飞行时, 有一个作用在飞机上的稳定力矩, 当飞机悬停时, 这个力矩不存在。去稳定力矩的作用是使飞机偏离悬停时显示的位置, 这种偏离必须由飞行员修正。

45 图 1 至 6 所示实施例的自动稳定系统的操作类似于飞行员操

纵的系统, 除了旋翼倾斜不是通过飞行员向驱动轴施加倾斜力, 而是通过飞机获得的位移 50 或角速度。如果后者获得绕垂直于旋翼旋转轴的旋转轴的旋转速度, 那么旋翼将相对于机身结构移动, 并且将操作气体控制环来稳定飞机。

55 因此, 参照图 13, 图中显示了一系列图表, 说明了当飞机在前进高度遇到上阵风时, 自动稳定系统的工作情况。上阵风给飞机带来一个机头朝上的俯仰速率, 即绕垂直于旋翼旋转轴线 60° 的轴线的速率。当飞机开始俯仰时, 它将向旋翼施加俯仰力矩, 由于进动的陀螺定律, 旋翼将如曲线图 E 和 T 所示滚动。然后旋翼将在滚转和俯仰中振荡, 并将稳定到逐渐减小的滚转角, 实际上没有俯仰角, 如曲线图 E 和 F 所示。

作为转子运动的结果, 气体控制环如曲线图 G 和 H 所示移动。在左右方向 70 上有一些初始振荡, 但是环的主要位移是向后的。这种向后运动增加了喷嘴口后部的有效面积, 并减小了喷嘴口前部的有效面积, 从而给飞机一个如参考图 11 所述的低头力矩 75。这个鼻子-

13

向下的力矩与向上的阵风给予飞机的机头向上的力矩相反,俯仰速率逐渐减小,如图 D 所示。俯仰角随着俯仰速率的减小而逐渐增大,但这可以由飞行员在传统飞机遇到向上的阵风时进行必要的修正。从图 A 和图 B 可以看出,飞机基本上没有获得滚转角,只有很小的滚转速率初始振荡。基本为零的滚转角是由于使用了 95° 的相位角,由此飞机上的机头向下的力偶在旋翼上产生一个力偶,该力偶与旋翼施加到飞机上的陀螺力偶相反。

在图 7 所示的布置中, 致动轴 53a 的基部在任何给定方向上的运动将通过连杆 124 起作用, 以旋转复合杠杆 120、121, 从而相对于喷嘴口移动钢丝绳 51a 和气体控制环 33a, 并因此移动气体控制表面。复合杠杆 120; 121 如此布置, 使得如果致动轴沿第一方向移动, 气体控制环将沿从第一方向顺时针前进 25° 的第二方向移动, 即系统的相位角为 25° 。如果参考图 8, 将清楚转子的倾斜运动如何通过致动轴 58a、杠杆 120、121 和连杆 51a 来移动气体引导环 38a。

因此,参考图9,如果致动轴58a的基部沿箭头“X”的方向移动,气体控制环38a上的点将向内和向外移动最大距离,这些点将位于由线137表示的平面中,该线137与线131成 25° ,该线131表示包含对应于转子中性和倾斜位置的旋转轴线位置的平面。因此,平面137是控制平面,并且如果圆形138代表气体控制环38a,则点137切圆138的点是点。环38a的最大行程。相反,环38a上的最小行程点将由线139和圆138表示的平面的交点。由半圆140表示的环38a的那部分将向外移动,由半圆141表示的环的那部分将向内移动,半圆由线139分开。当所述系统的相位角为 20° 时,图7的实施例的控制系统的响应非常类似于前述应用中描述的控制系统的响应。因此,假设飞行员在悬停时向右移动其控制柱,致动器59、69和61将通过摇动致动轴58a向转子施加俯仰力矩。转子获得俯仰速度,然后受到陀螺运动和进动定律的影响。转子最初将在横摆和纵摆两个方向上振荡,然后获得一个稳定状态,在纵摆方向上偏转,而在横摆方向上偏转较小。在这种稳定状态下,气体控制环移动,使飞机下方的气幕倾斜。当幕帘倾斜时,其压力中心远离飞机的重心。反作用力被认为是由飞机的重力加上飞机。该力偶可以分解成绕飞机纵轴的克服飞机空气动力阻尼的分量和绕飞机横轴的克服回转力矩并使飞机滚转的分量。初始振荡后,飞机获得基本稳定的滚转速率和稳定增加的滚转角。飞机的俯仰基本上不受干扰,但会有一个振荡的俯仰速率,该速率将被衰减。。。

14

飞机将开始滚转或俯仰，并向旋翼施加滚转或俯仰力。因此，如果飞机遇到倾向于使其滚转的阵风，飞机将获

15 在■围绕结构下侧的周边分布的多个位置处排放，下壁形成嘴的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与结构的下侧合并，上壁形成嘴的外侧边界；该结构内的装置，用于沿着通道推动推进气体并将气体从口中排出；气体导向装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在嘴的外侧边界之下和附近；和致动装置，以移动其悬挂装置上倾斜窗帘的倾斜可能会迫使一对夫妇转向穿过中心控制表面相对于所述嘴的位置，并可变地控制从嘴排出的推进气体的流动方向。

4. 具有机身结构的飞机；上下墙。。在限定气体排出通道的结构内，该气体排出通道包括并终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴具有开口，该喷嘴布置成在围绕结构下侧的周边分布的多个位置排出，下壁形成开口的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与结构的下侧合并，上壁形成开口的外侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将气体从所述口中排出；陀螺仪，安装在所述结构中，能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和陀螺仪之间的偏置装置，用于将陀螺仪偏置到结构内的中性位置；气体导向装置；置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于可移动地支撑位于嘴的外侧边界下方并与之相邻的气体引导装置；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面被成形为

得滚转速率,并将滚转速率传递给遵循陀螺定律的旋翼。在初始振荡后,转子将达到稳定状态,滚动偏转,俯仰偏转。致动轴的稳态偏转通过连杆 51a 移动气体控制环,使飞机下方的气体柱倾斜,以减少飞机的发散。

在上述申请序列号 832, 404 和 832, 406 中给出了控制系统原理的更全面的描述。在本申请中描述的控制系统的相位角可以在 0° 和 90° 之间, 如在前面的申请中一样, 或者相位角可以大于 90° , 如上文所述。如果相位角小于 90° , 那么当使用低控制功率时, 飞机将在操纵时发生振荡, 因为将有一个控制功率分量趋向于放大应用于飞机的陀螺耦合。当使用大于 90° 的相位角时, 将有一个控制功率的分量趋向于减少或消除应用于飞机的回转耦合。

15 应当理解, 在此示出和描述的本发明的形式是优选的例子, 并且在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况下, 可以进行各种修改。

我声称我的发明是:

20 1. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于具有嘴部的推进喷嘴，所述壁中的一个形成嘴部的一个边界，并在光滑的凸面中弯曲离开该边界，而另一个壁形成嘴部的另一个边界；该结构内的装置，用于沿着通道推动推进气
25 体并将气体从口中排出；气体导向装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以可移动地悬挂邻近
amotth的所述另一边界的气体引导装置；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成嘴的
30 所述另一边界的可移动延伸部，并且被成形为引导从嘴排出的气体围绕所述凸面；以及致动装置，用于在其悬挂装置上移动气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进
35 气体的流动方向。

2. 具有机身结构的飞机：该结构内的壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于具有大致环形的推进喷嘴，所述壁中的一个壁形成喷嘴的径向外边界，并在光滑的凸面中从那里弯曲，而另一个壁形成喷嘴的径向外边界；该结构内的装置，用于沿着通道推动推进气体，并将气体从口中排出；气体控制环；悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，以将所述环可移动地悬挂在所述嘴的所述径向外边界附近；所述环具有气体控制表面，该气体控制表面形成所述径向外边界的可移动延伸部，并且该气体控制表面被成形为引导从嘴排出的气体围绕所述凸面；以及致动装置，用于在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向。

3. 具有机身结构的飞机；上下。该结构内的壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括向下的定向推进。。具有嘴部的喷嘴，该嘴部布置成

55 引导从嘴中排出的气体大致向内,并且形成嘴的外侧边界的可移动延伸部;以及置于陀螺仪和环之间的致动装置,该致动装置可操作地移动其悬挂装置上的气体引导装置,以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置,从而可变地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向,所述致动装置响应陀螺仪从其中间位置
60 的倾斜而操作。

5. 具有机身结构的飞机：该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴具有布置成在围绕该结构下侧的周边分布的多个位置处排放的开口，下壁形成开口的内侧边界，并与该结构的下侧合并成平滑的外凸表面，上壁形成开口的外侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道并从所述进口中排出气体，所述发动机装置包括安装在该结构中的推动转子，该转子能够相对于该结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；气体导向装置；置于气体引导装置和该结构之间的悬挂装置，用于可移动地支撑位于嘴的外侧边界下方并与之相邻的气体引导装置；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面被成形为引导从嘴中排出的气体大致向内，并形成嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及置于转子和气体引导装置之间的致动装置，该致动装置可操作地移动其悬挂装置上的气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向，所述致动装置

响应于转子从其中性位置的倾斜而操作。

6. 具有机身结构的飞机：该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道

5 sage，其包括并终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴在结构的下侧具有基本上环形的口部，下壁形成口部的内侧边界，并与结构的下侧合并成平滑的外凸表面，上壁形成口部的外侧边界；该结构内的装置，用于沿着通道推动推进气体并将气体从口中排出；气体控制环；置于环和结构之间的悬挂装置，用于可移动地将环悬挂在嘴的外侧边界之下和附近；所述环具有气体控制表面，该气体控制表面被成形为引导从嘴中排出的气体大致向内，并且形成嘴的外侧边界的可移动延伸部；和 20 个致动装置，用于在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变地控制从嘴排出的推进气体的流动方向。

7. 具有机身结构的飞机：该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的开口，下壁形成开口的内侧边界，并且

30 与该结构的下侧合并成平滑的“外凸”表面，上壁形成嘴的外侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将其从所述口中排出；陀螺仪 35，其安装在该结构中，能够相对于该结构进行有限程度的万向运动；置于结构和陀螺仪之间的偏置装置，用于将陀螺仪偏置到结构内的中

性位置；气体控制环；悬挂装置，其介于环和结构之间，并且可移动地将环悬挂在嘴的外侧边界下方和附近，所述环具有气体控制表面，该气体控制表面被成形为引导从嘴排出的气体大致向内，并且形成嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及设置在陀螺仪和环之间的致动装置，该致动装置可操作以在其悬挂装置上移动环，从而改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变地控制从嘴部排出的气体的流动方向，所述致动装置响应于陀螺仪从其中间位置的倾斜而操作。

8. 具有机身结构的飞机：该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下方向

55° 矩形推进喷管，在结构的下侧有一个基本为环形的口，下壁形成口的内侧边界，并与结构的下侧合并成一个光滑的外凸表面，上壁形成口的外侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿气体排出通道流动，并将气体从所述口中排出，所述发动机装置包括安装在该结构内的推动转子，该转子能够相对于该结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；气体控制环；悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在所述嘴的 70° 外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述气体控制表面被成形为引导从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及置于转子和环 75 之间的致动装置，该致动装置可操作以在其悬挂装置上移动环，从而

禁止转载

改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变地控制从在限定气体置换通道的结构内，该气体置换通道包括并终止于所述嘴部排出的气体的流动方向，所述致动装置响应于转子从其中间位置的倾斜而操作。

9. 一种具有透镜体结构的飞机，该透镜体结构由相对的上、与结构的下侧合并，上壁形成口部的内侧边界；该结构内的下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；该结构内的上壁和发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将气下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的体从所述口中排出，所述发动机装置包括安装在所述结构内的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的嘴部，下推动转子，该转子能够相对于该结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结合并，上壁形成嘴部的内侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将气体从所述口中排出，所起倾斜；气体控制环；悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述气体控制表面被成形为装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；气体控制环；悬挂装置，用于从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界；置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在边界的可移动延伸部；多个间隔开的连杆，从致动轴向外延伸所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述伸到环上外周间隔开的点，由此转子从其中间位置的倾斜使气体控制表面被成形为引导从所述嘴排出的气体大致向内，并且环在其悬挂装置上移动，以改变气体控制表面相对于所述嘴形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及置于转子和环之间的位置，从而可变地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向的致动装置，该致动装置可操作以在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的先导操作控制装置，从而操作致动装置以引起控制环的期望运动。

12. 一种具有透镜体结构的飞机，该透镜体结构由相对的上、下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；该结构内的下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；该结构内的上壁和的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的嘴部，下壁形成嘴部的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成嘴部的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成嘴部的内侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将气体从所述口中排出，所述发动机装置包括安装在所述结构内的推动转子，该转子能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将陀螺仪偏置到结构内的中性位置；气体控制环；悬挂位置；致动构件，其可操作地连接到陀螺仪以与其一起倾斜；环形构件，其固定到所述结构上，处于包围所述致动所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述构件但在构件之间留有环形空间的位置；在所述空间中并固定到所述构件之一上的多个径向传感喷嘴；多个支座，位于所述空间中并固定到所述构件中的另一个，使得支座与每个环之间，可操作以在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面所述传感喷嘴径向相对；结构上的装置，用于向每个传感喷嘴供应压力流体；与每个传感喷嘴相关联的装置，用于当喷嘴和其相对的支座之间的空间变化时，传感喷嘴中背压的变化；气体控制环；。悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述气体控制表面被成形为引导从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；安装在所述结构中的多个压力响应致动器；多个连杆，从所述致动器向外延伸到环上的外周间隔点；将所述致动器与传感喷嘴的所述压力传感装置互连的装置

10. 一种具有透镜体结构的飞机，该透镜体结构由相对的上、下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；该结构内的下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；该结构内的上壁和的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的嘴部，下壁形成嘴部的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成嘴部的内侧边界，并在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成嘴部的内侧边界；该结构内的发动机装置，用于推动推进气体沿着气体排出通道，并将气体从所述口中排出，所述发动机装置包括安装在所述结构内的推动转子，该转子能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将陀螺仪偏置到结构内的中性位置；气体控制环；悬挂位置；致动构件，其可操作地连接到陀螺仪以与其一起倾斜；环形构件，其固定到所述结构上，处于包围所述致动所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述构件但在构件之间留有环形空间的位置；在所述空间中并固定到所述构件之一上的多个径向传感喷嘴；多个支座，位于所述空间中并固定到所述构件中的另一个，使得支座与每个环之间，可操作以在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面所述传感喷嘴径向相对；结构上的装置，用于向每个传感喷嘴供应压力流体；与每个传感喷嘴相关联的装置，用于当喷嘴和其相对的支座之间的空间变化时，传感喷嘴中背压的变化；气体控制环；。悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述气体控制表面被成形为引导从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；安装在所述结构中的多个压力响应致动器；多个连杆，从所述致动器向外延伸到环上的外周间隔点；将所述致动器与传感喷嘴的所述压力传感装置互连的装置

11. 一种具有透镜体结构的飞机，该透镜体结构由相对的上、下机翼蒙皮覆盖，该蒙皮为飞机提供升力面；上塔瓦特 75 从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；安装在所述结构中的多个压力响应致动器；多个连杆，从所述致动器向外延伸到环上的外周间隔点；将所述致动器与传感喷嘴的所述压力传感装置互连的装置

19 20

3 051 414

由此，由于陀螺仪从其中间位置倾斜而引起的喷嘴中压力的变化，以及随之而来的喷嘴和支座之间间距的变化，操作致动器以移动其悬挂装置上的环，从而改变气体控制表面的位置。从而可变动地控制从嘴中排出的推进气体的流动方向；以及该结构中的飞行员操作的控制装置，用于向陀螺仪施加倾斜力，从而引起控制环的期望运动。

13. 飞机。有透镜体结构的。通过为飞机提供升力方面的相对上下机翼蒙皮；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的开口；下壁形成嘴的内侧边界，并与结构的下侧合并成平滑的外凸表面，上壁形成嘴的外侧边界；引擎意味着在里面。沿着气体排出通道推动推进气体并将气体从所述口中排出的结构，所述发动机装置包括安装在该结构内的推进转子。相对于结构的有限程度的普遍运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；致动构件，其可操作地连接到转子以与其一起倾斜；环形构件，其固定到所述结构上，处于包围所述致动构件但在构件之间留有环形空间的位置；在所述空间中并固定到所述构件之一上的多个径向传感喷嘴；多个支座，位于所述空间中并固定到所述构件中的另一个，使得支座与每个所述传感喷嘴径向相对；结构上的装置，用于向每个传感喷嘴供应压力流体；与每个传感喷嘴相关联的装置，用于当喷嘴和其相对的支座之间的空间变化时，传感喷嘴中背压的变化；气体控制环；悬挂装置，置于所述环和所述结构之间，并将所述环可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界之下和附近，所述环具有气体控制表面，所述气体控制表面被成形为引导从所述嘴排出的气体大致向内，并且形成所述嘴的外侧边界的可移动延伸部；安装在围绕所述环形构件的结构中的多个流体可操作的千斤顶；从所述插孔向外延伸到环上外围间隔点的多个链路；将所述千斤顶与传感喷嘴的所述压力传感装置互连的装置，由此，由于转子从其中间位置倾斜而导致的喷嘴中的压力变化以及喷嘴和支座之间的间距的变化操作千斤顶，以移动其悬挂装置上的环，从而改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向；以及该结构中的先导控制装置，用于向致动构件施加力以倾斜转子，从而引起控制环的期望运动。

14. 具有机身结构的飞机；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴在该结构的下侧具有大致环形的嘴部，下壁形成嘴部的内侧边界，并且在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成嘴部的外侧边界；该结构内的装置，用于沿着通道推动推进气体并将气体从口中排出；气体控制环；悬挂装置，用于将环可移动地悬挂在嘴的外侧边界下方和附近；所说的戒指具有倒置截头圆锥形的气体控制表面，该表面被成形为引导从嘴中排出的气体大致向内，并且形成嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及致动装置，用于在其悬挂装置上移动环，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向。

15. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构内的发动机装置，用于提供推进气体，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并相对于主体结构具有中性位置的转子，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该通道被转子推动；以及推进喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕结构上的周边分布的多个位置处排放推进气体；控制系统 20 包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位置，从而允许转子和机身结构之间的相对运动，当飞机 25 获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，随之使转子从其中间位置倾斜，并向飞机施加陀螺耦合；气体引导装置，其与喷嘴相关联，并且可操作以在所述多个 30 个位置中的任何选定位置可变动地控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性；置于转子和气体引导装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜，并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体引导装置；该系统的单个链路可操作地耦合 35 到围绕所述外围间隔开的气体引导装置的相关部分；连杆系统对转子倾斜的响应导致³⁶于控制平面附近的气体引导装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置 40，并且相对于包含对应于转

子中性和倾斜位置的³⁷旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相位角 α ，相位角 α 具有大于 90° 的值；作为扰动的结果，气体引导装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转^{速度}围绕控制从推^进喷嘴^的外^围相对部分排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以向飞行器施加力，从而减小所述扰动引起的飞行器发散；-该力具有与余弦 α 成比^例的第一分量和与正弦 α 成比例的第二分量，第一分量与所述陀螺耦合成比例，第二分量直接与所述旋转速度成比例。

16. 具有机身结构的飞机；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括向下指向的喷嘴并终止于该喷嘴，该喷嘴具有布置成排出气体的嘴

⁶⁰ 电荷⁷分布在结^构下侧^{周围}的多个^{位置}，下壁形成开口的内侧边界，并与结构下侧合并成平滑的外凸表面，上壁形成开口的外侧边界；该结构内提供^进气气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并相对于主体结构具有中性位置的转子，该转子具有有^限程度的万向运动；气体导向装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在嘴的外侧边界之下和附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，该表面成形为

21 岁。

从口腔排出的直接气体通常是向内的，并形成口腔外侧边界的可移动延伸部分；以及控制系统，用于移动其悬挂装置上的气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变动地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于自旋轴的旋转轴的旋转速度时，使转子从其中间位置倾斜并向飞机施加陀螺耦合；以及在转子和气体引导装置之间的链接系统，用于响应于转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体引导装置；该系统的各个链路可操作地耦合到气体引导装置的相关部分；连杆系统对转子倾斜的响应导致气体引导装置的相对外围部分的操作，该气体引导装置位于控制平面附近，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相位角 α ，该相位角具有 0° 和 90° 之间的值；作为扰动的结果，气体引导装置的操作将围绕旋转轴的旋转速度传递给飞行器，控制气体引导装置向飞行器施加力，以减小所述扰动引起的发散，该力具有与余弦 α 成比例的第一分量和与正弦 α 成比例的第二分量，该第一分量放大所述回传耦合，该第二分量与所述旋转速度成正比。

17. 具有机身结构的飞机；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于向下的喷嘴，该喷嘴具有开口，该开口被布置成在围绕该结构下侧的周边分布的多个位置处排放，下壁形成开口的内侧边界，并且在平滑的外凸表面中与该结构的下侧合并，上壁形成开口的外侧边界；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并相对于主体结构具有中性位置的推进转子

22

的确，转子具有有限程度的万向运动；气体导向装置；置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于将气体引导装置可移动地悬挂在嘴的外侧边界之下和附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面被成形为引导从嘴中排出的气体大致向内，并且形成嘴的外侧边界的可移动延伸部；以及控制系统，用于移动其悬挂装置上的气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变动地控制从嘴排出的推进气体的流动方向；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置 15，以将转子偏置到其中间位置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度 20 时，使转子从其中间位置倾斜并向飞机施加陀螺耦合；以及在转子和气体引导装置之间的链接系统，用于响应于转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体引导装置；系统 25 的各个链路可操作地耦合到气体引导装置的相关部分；连杆系统对转子倾斜的响应导致气体引导装置的相对外围部分的操作，该气体引导装置位于控制平面附近，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相位角 α ，相位角 α 具有大于 90° 的值；作为扰动的结果，操作气体引导装置，该扰动使飞行器绕转向轴旋转，控^制从嘴部排出的推进气体的流动特性，以向飞行器 40 施加力，从而减小所述扰动引起的飞行器发散；该耦合

一个或一个以上

19 20

器具有与余弦 α 成比例第一分量和与正弦 α 成比例的第二分量，
第一分量与所述陀螺耦合器成比例，第二分量直接与所述旋转
速度成比例。
45

本专利文件中引用的参考文献
美国专利
2, 838, Wibault unne 10, 1958
50 2, 190, Willls uuee 27, 191

禁止转载

OQ475725346

1962 年 8 月 28
日

禁止转载

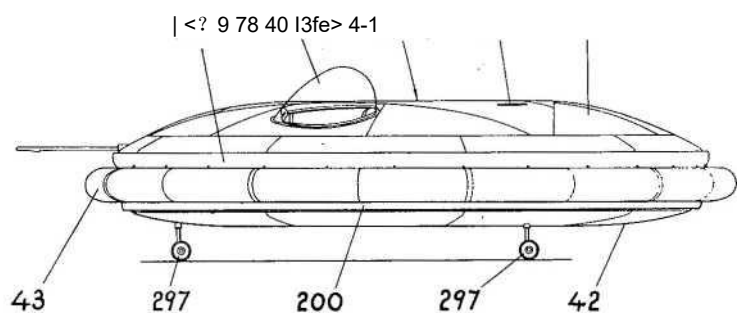
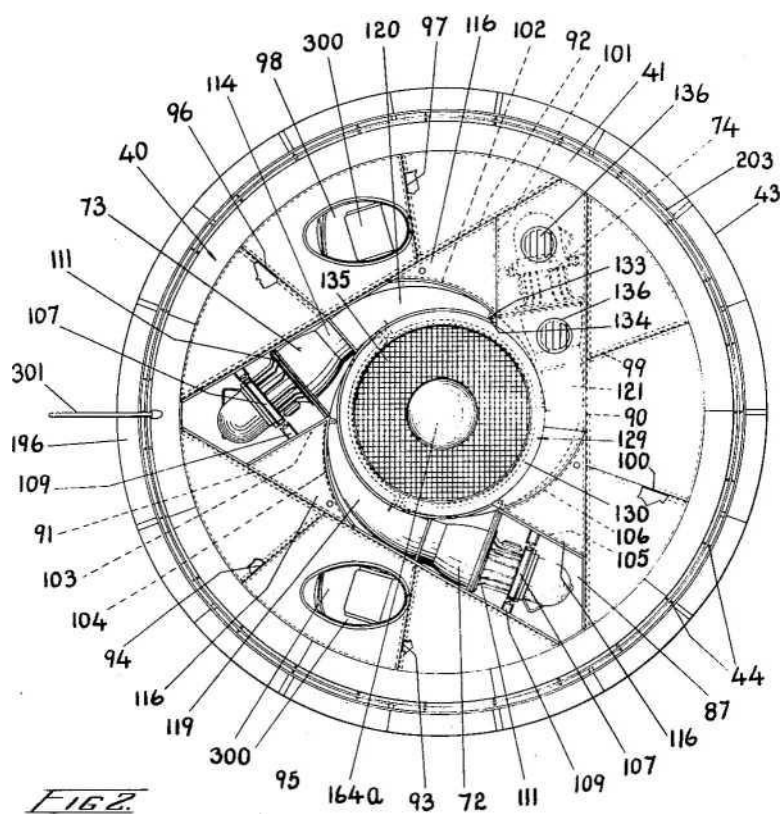


FIG. 1



存货

J.C. M. FROST

C.J. WILLIAMS

经

Maybee & Legris

律师

1962 年 8 月 28 日

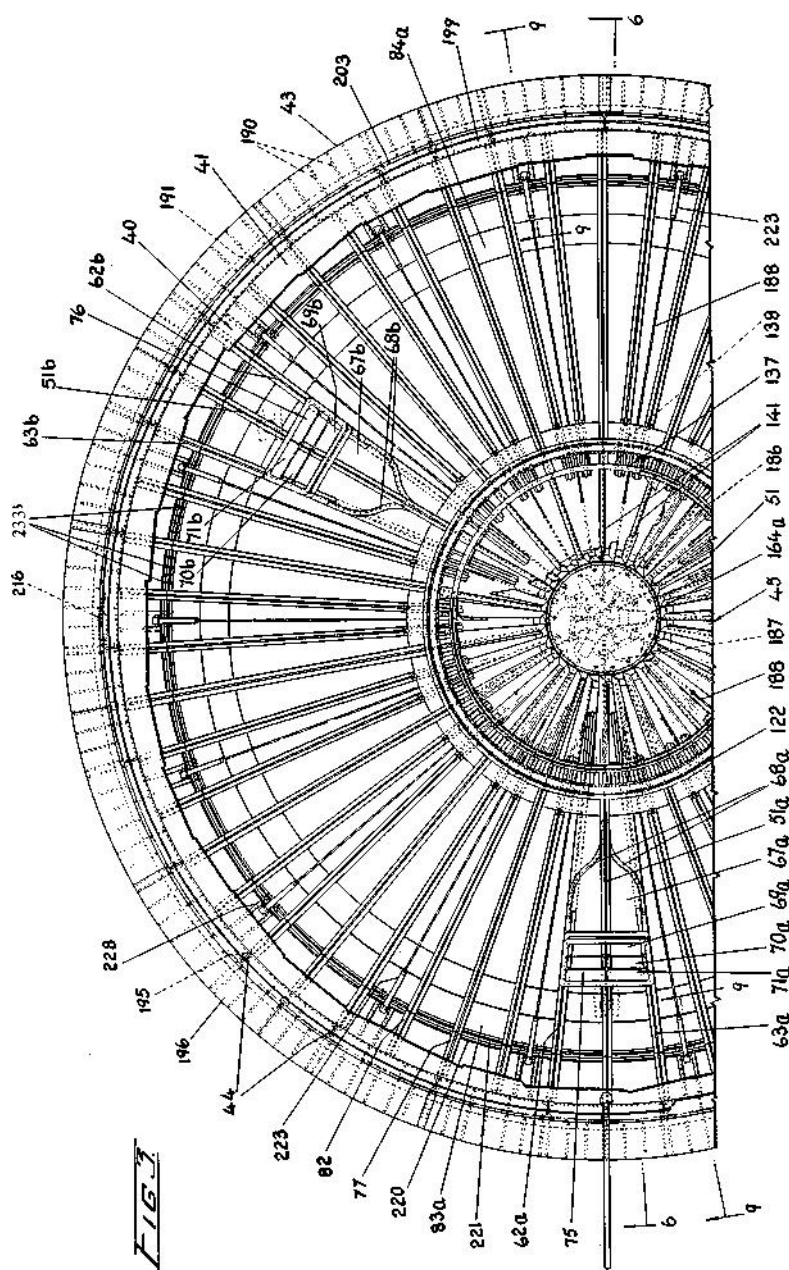
J.C. M. FROST ETAL

3 051 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 2 页

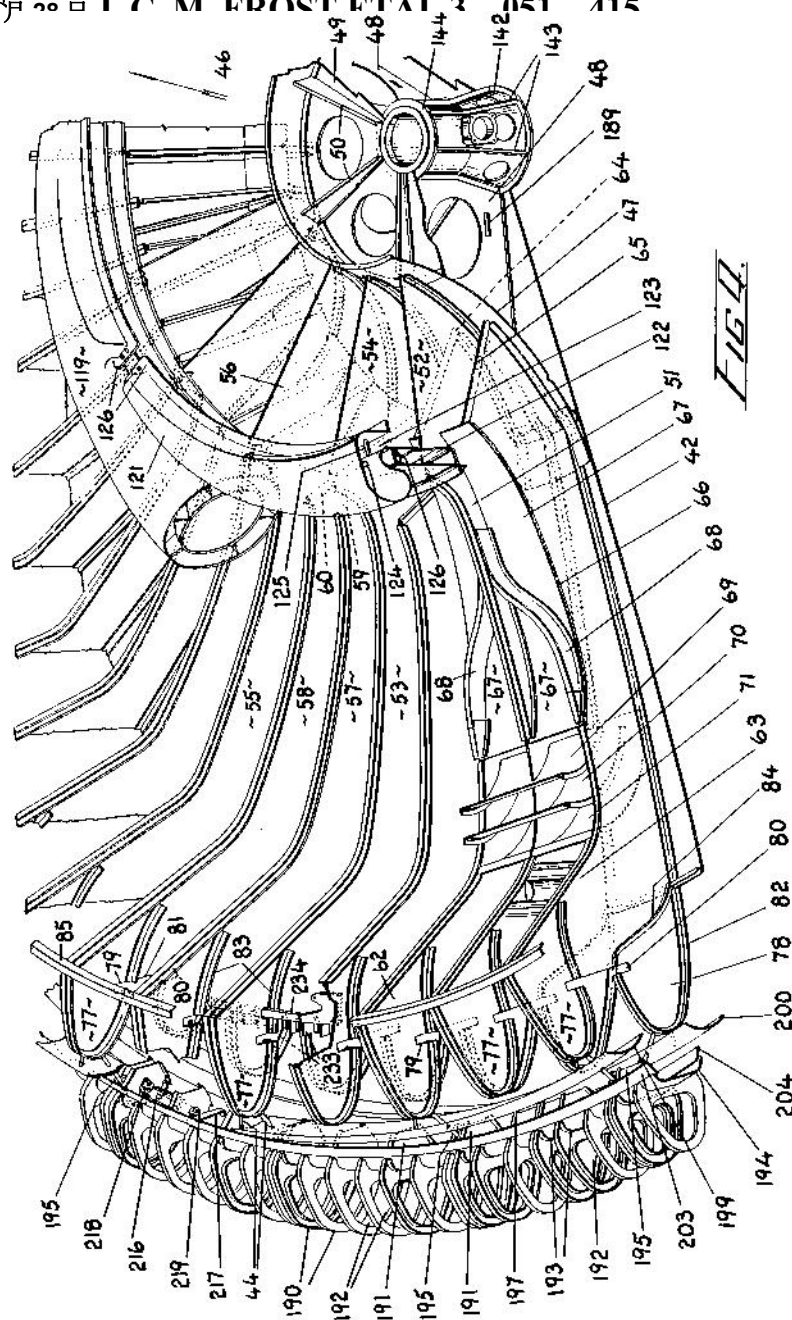


INVENTORS
J.C.M.FROST
C.J.WILLIAMS
BY
Maybee & Legris
律师

QQ4' 725346
禁止转载

流体持续飞行器

1959年8月6日提交 34页 第3页 1962年8月 J.C.M. FROST ET AL 3 051 415

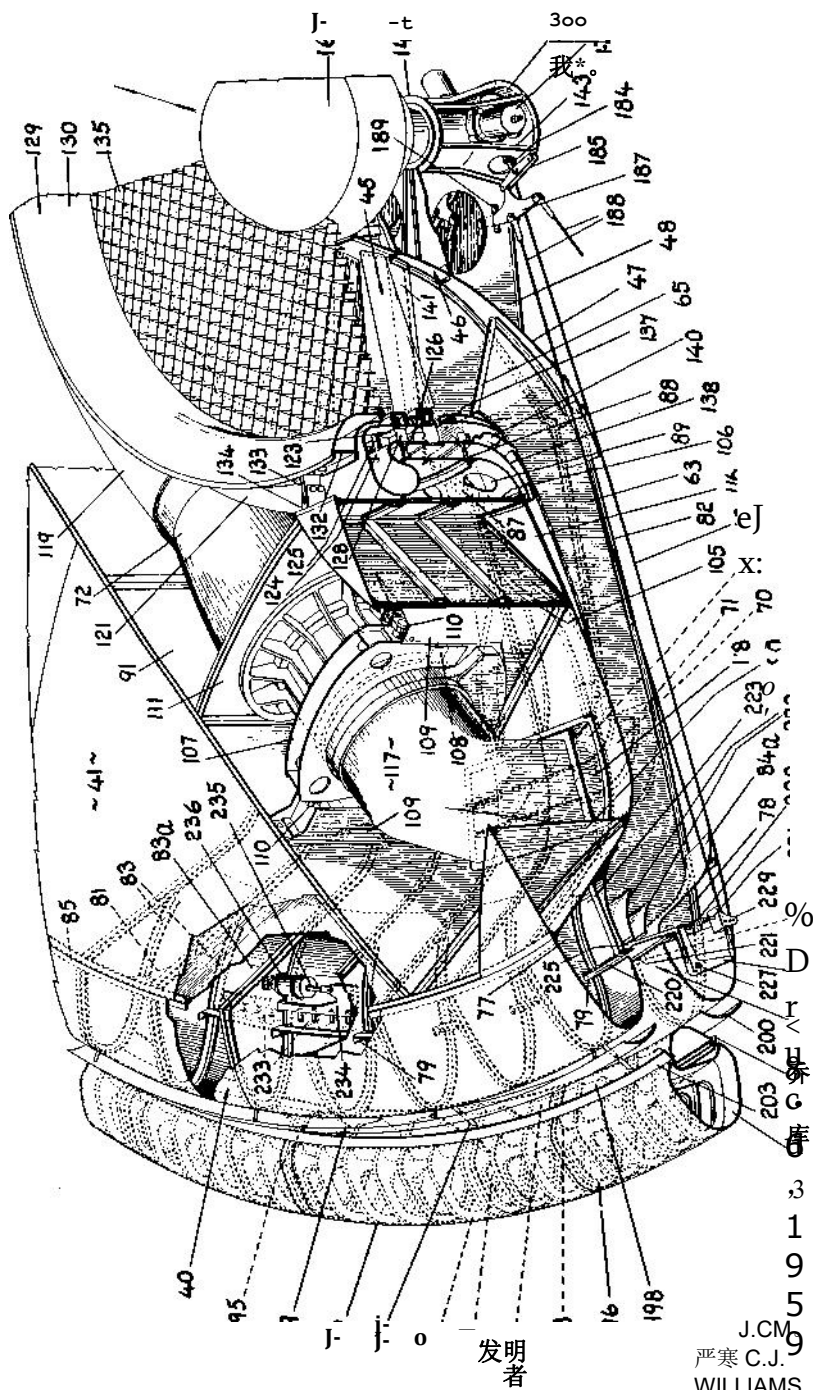


发明者
J.C. M. FROST C. J. WILLIAMS

BY
Maybee & Legris

禁止转载

律师



发明者

J.C.M.
严寒 C.J.
WILLIAMS
QQ475725346
BY *Maybee Legris*

律师

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

禁止转载

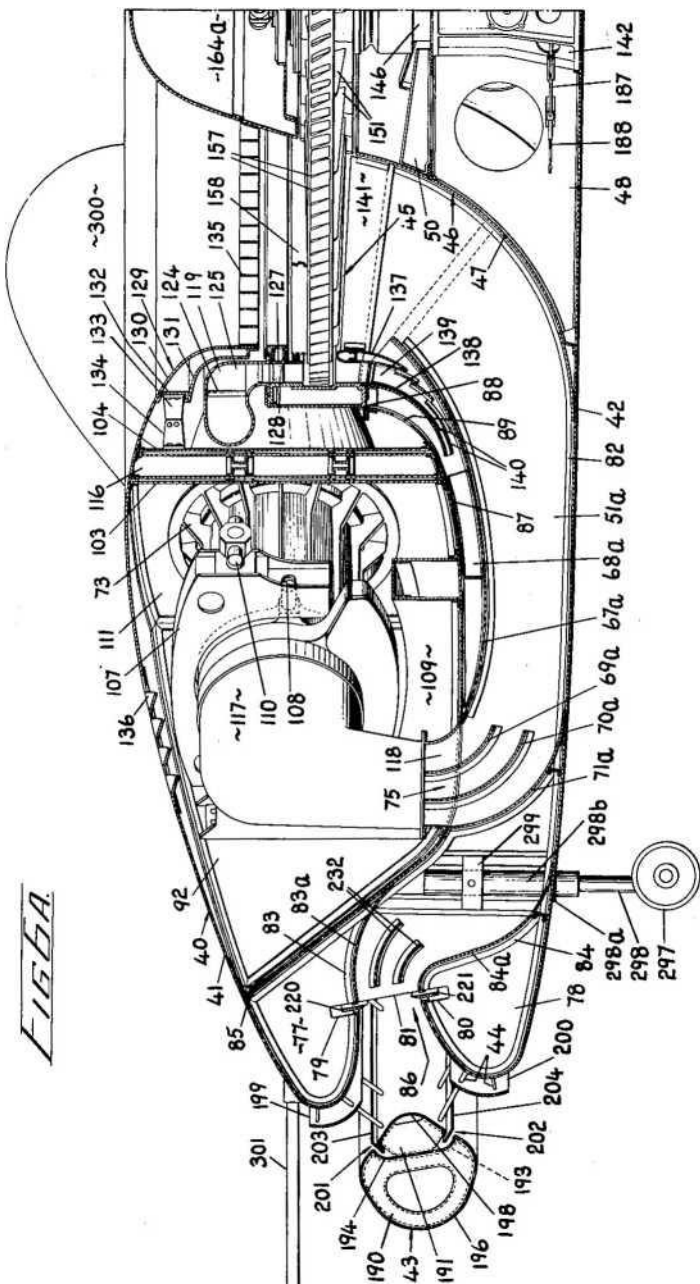
1962 年 8 月 28 日

1959年8月6日
提交

流体持续飞行器

31 页-第 5 页

发明家。



J.CM.FROST
C.J.WILLIAN
5
BY C.J.WILLIAN
Mayer & Segris
律师

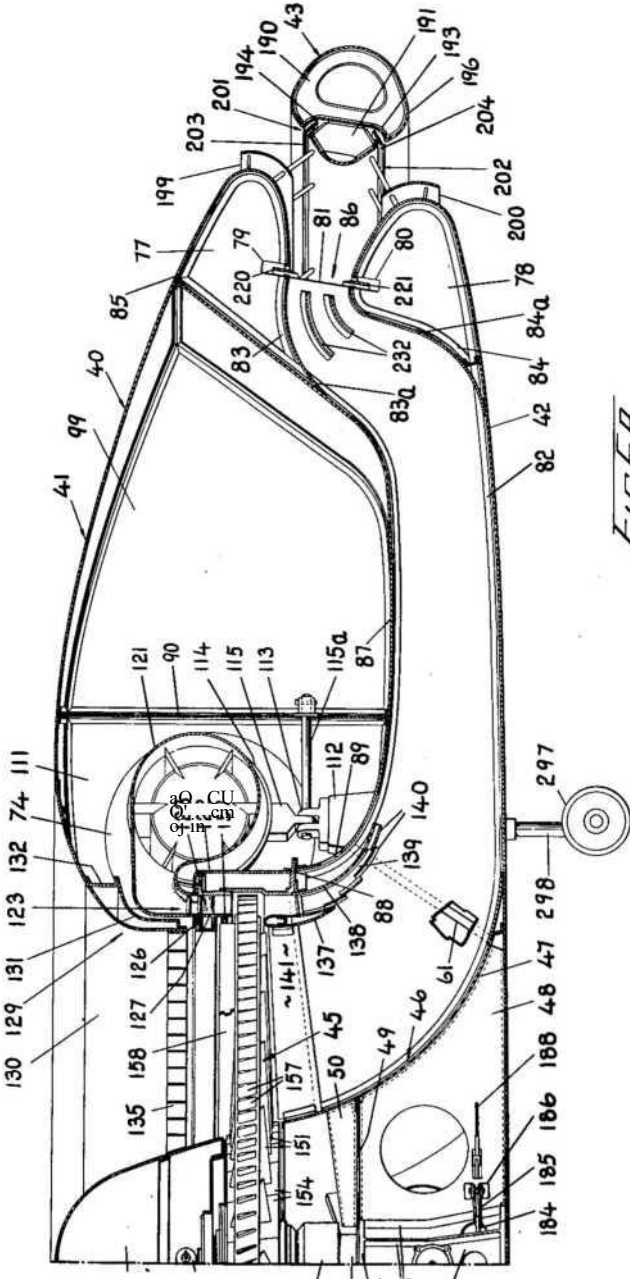
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 表.表.6



发明者
J.c. M. FROST
c. j. WILLIAMS

经过

Legris

律师

QQ475725346

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

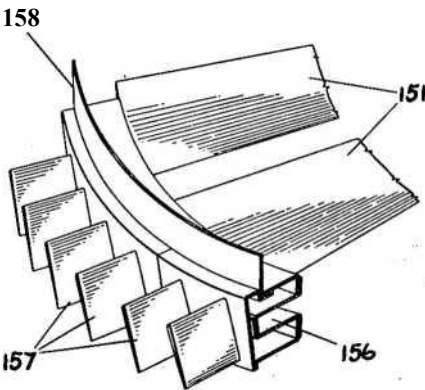
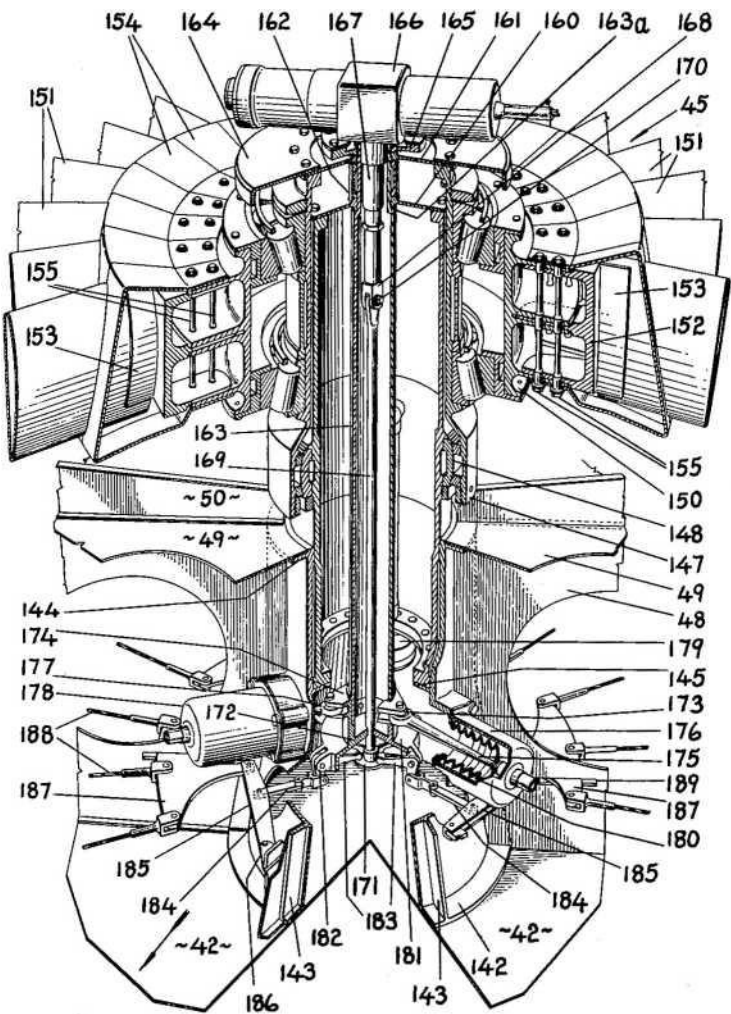
一个 ORET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 7 页

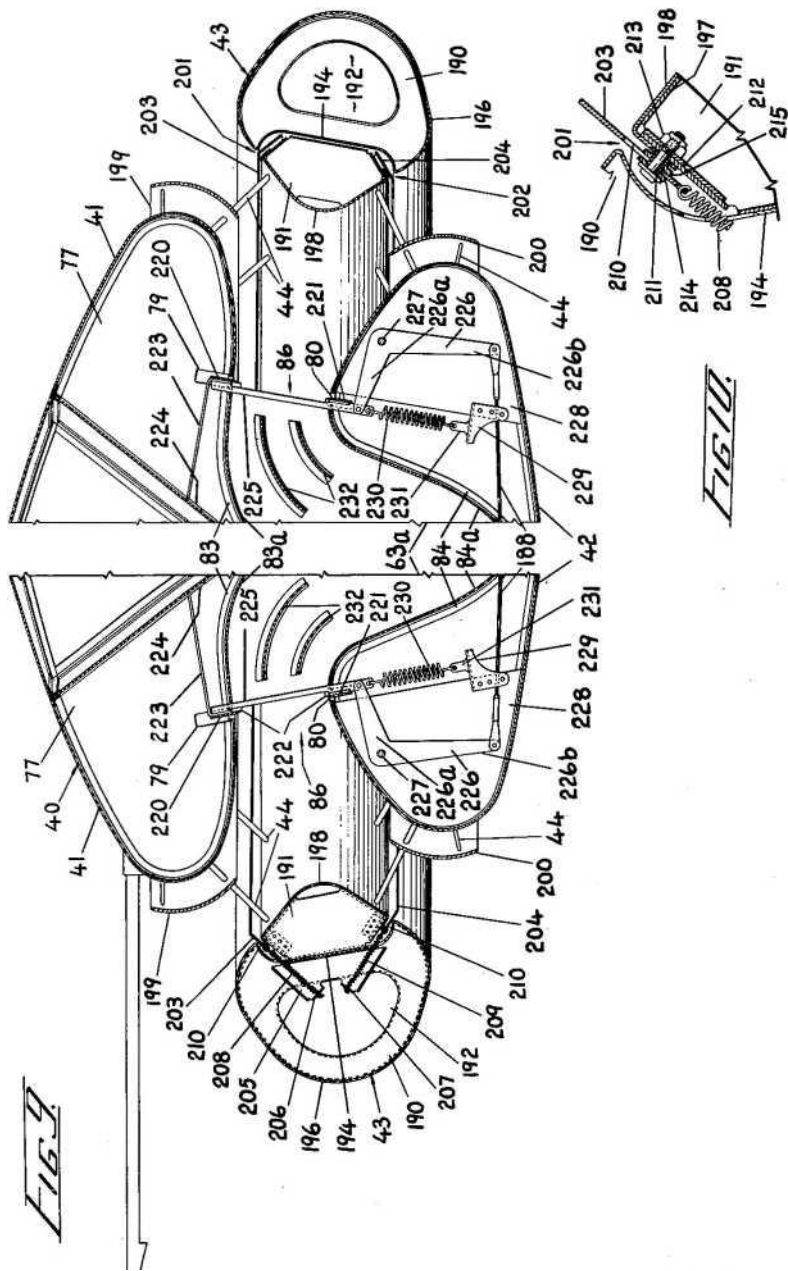


发明者
J.C. MFRQST
C.J.
WILLIAMS
y-(j-e & S'
^TTOFRBEyfj

经过

律师

禁止转载



发明者

J.C.M. 严寒
C.J. WILLIAMS

经过

Legrin

QQ475725346

禁止转载

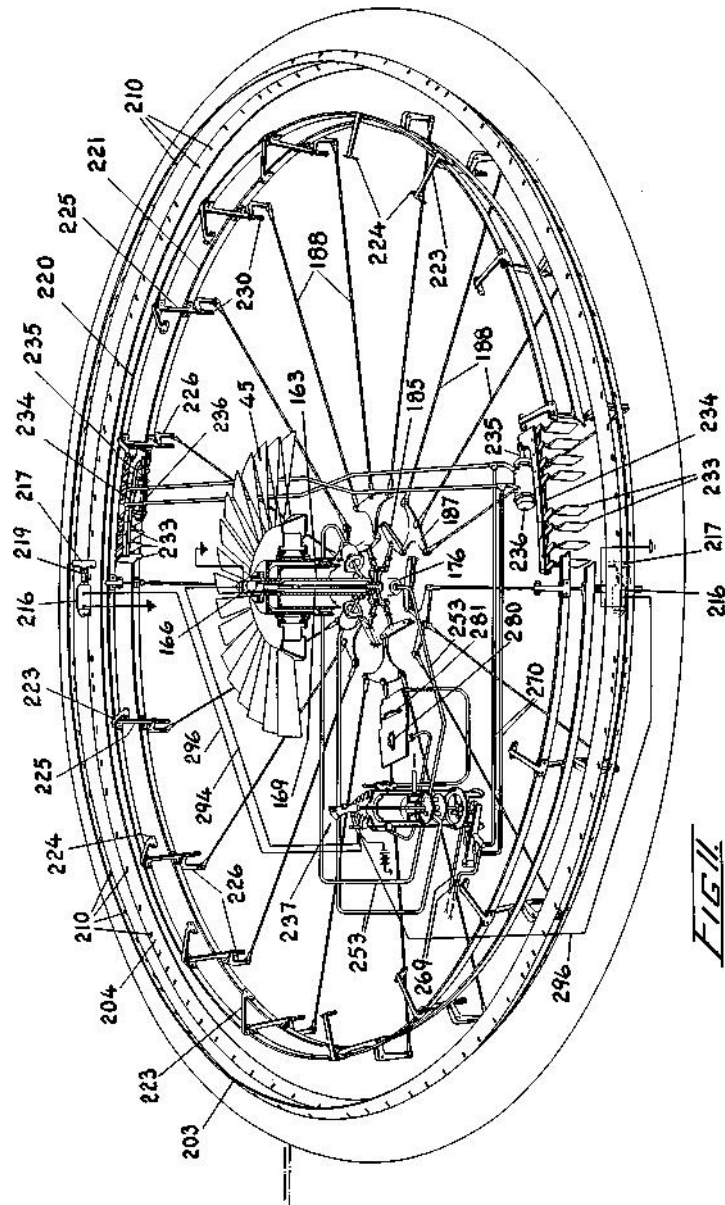
1962 年 8 月 28
日

J.C. M. FROST ETAL
流体持续飞行器

3 051 415

31 页-第 9 页

1959 年 8 月 6 日提交



发明者
J.C.M. 严寒
C.J. WILLIAMS

A
'ATTORNE
'

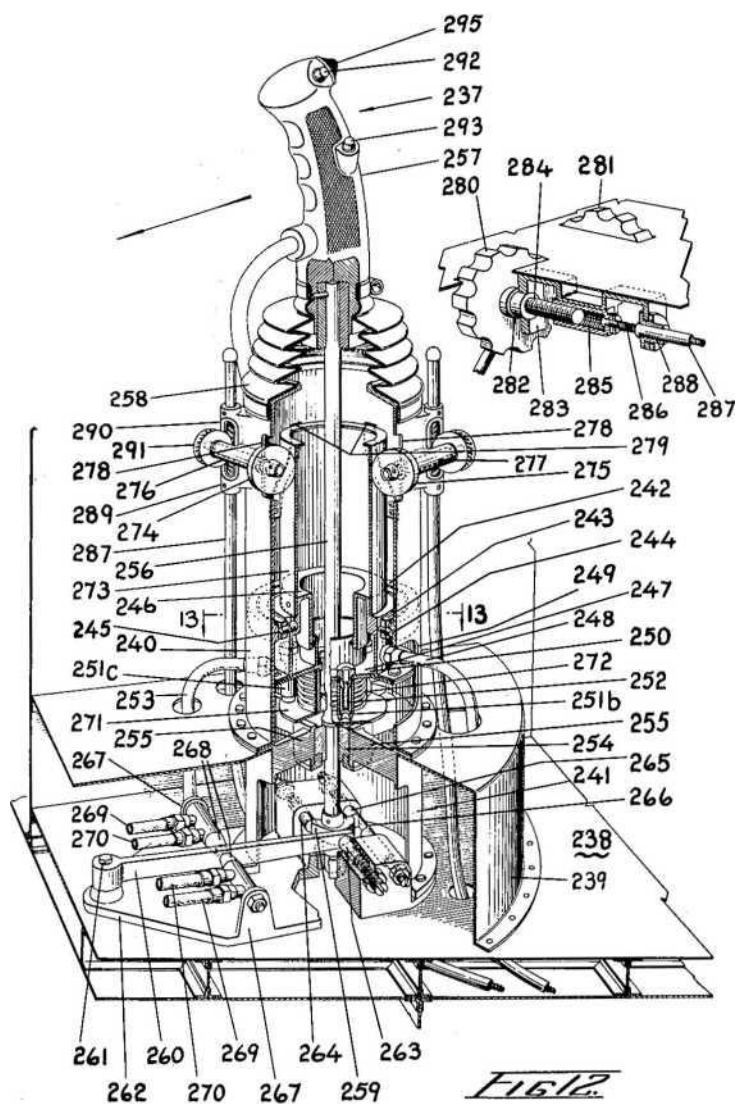
QQ475725346
一个 ORET

1962年8月28
日

J.C.M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

31 页-第 10 页



发明家,

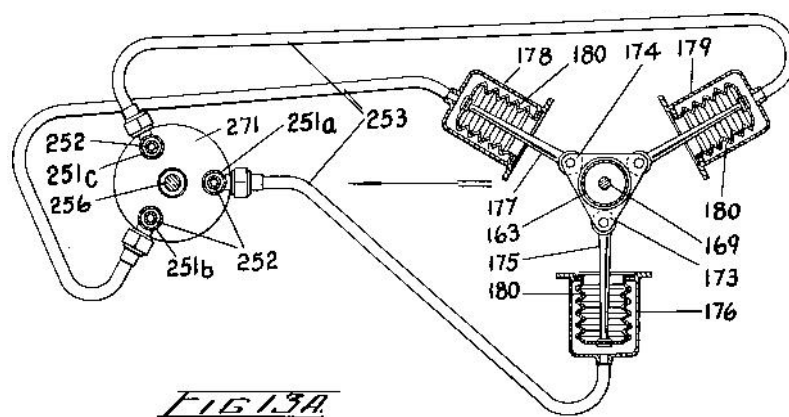
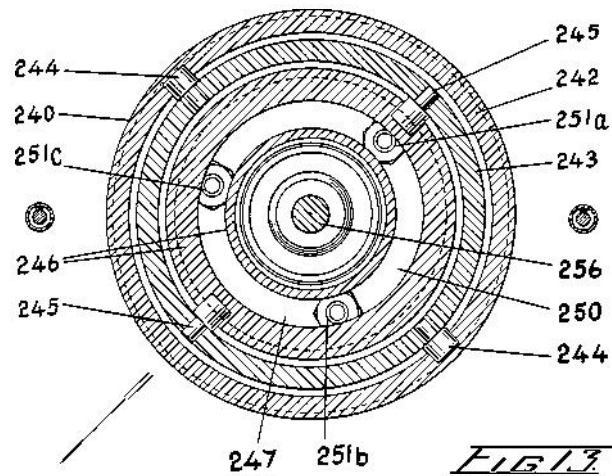
J.C.M. 严寒
C.J. WILLIAM5

经
过

Maybee & Legris

律师

禁止转载



库存管理。
FROST C. J.
WILLIAMS

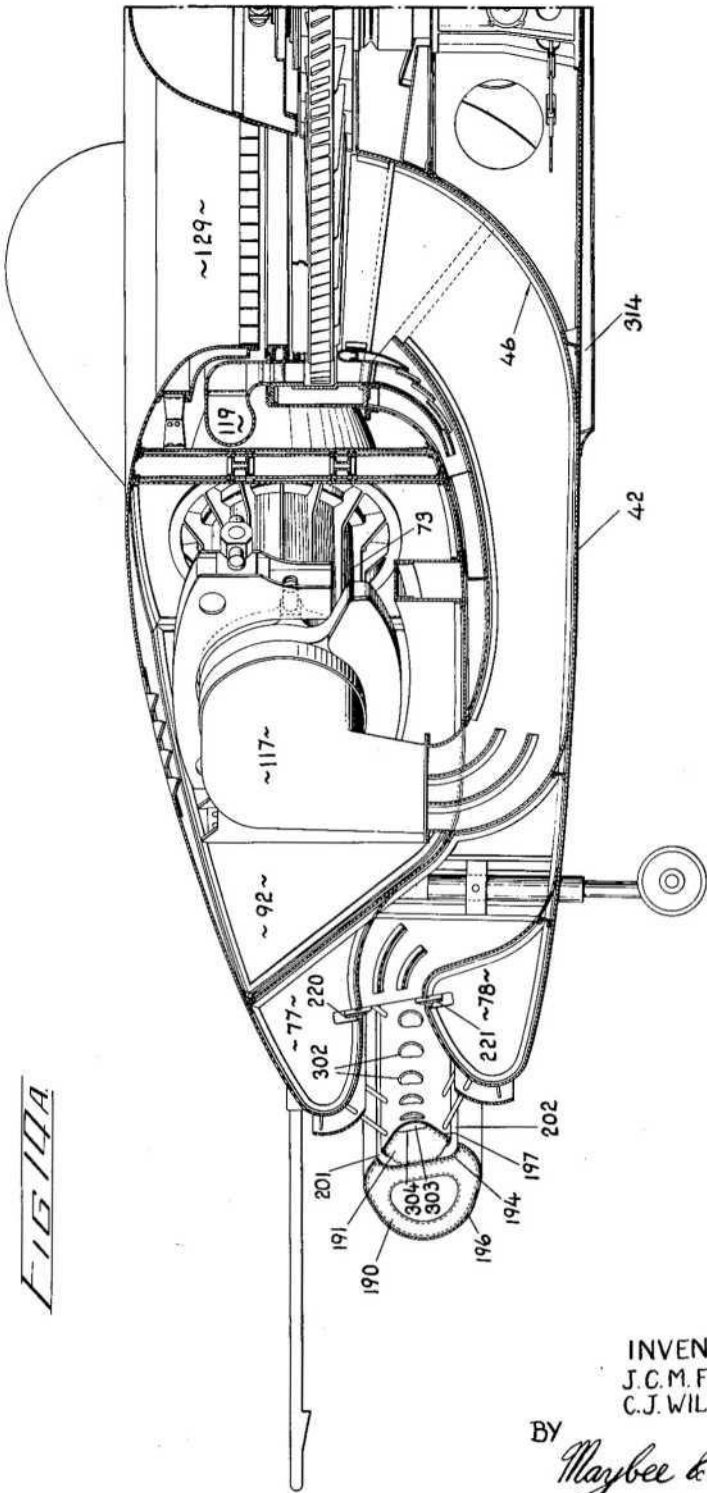
BY *Maybee Legris*

流体持续飞行器

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

Filed Aug. 6, 1959 流体持续飞行器 31 Sheets-Sheet 12



INVENTORS
J. C. M. FROST
C. J. WILLIAMS
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

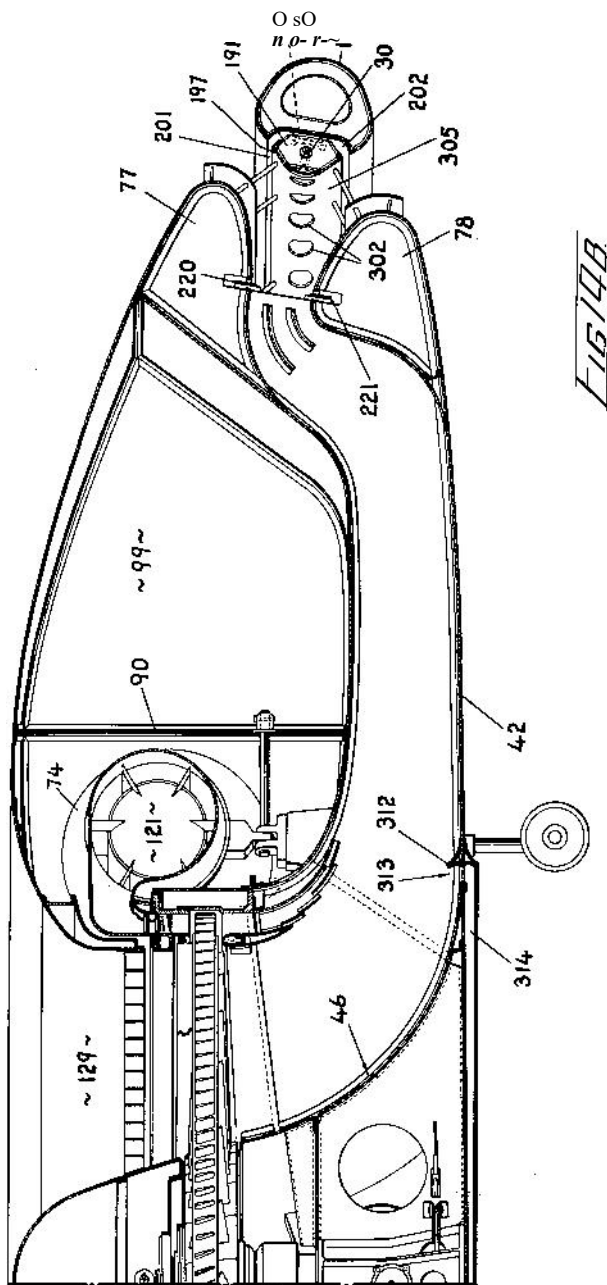
QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 13 页



存货
J.C.M.FRQST
c . J . U/illiam 5

BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

一个 ORET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

51 页-第 14 页

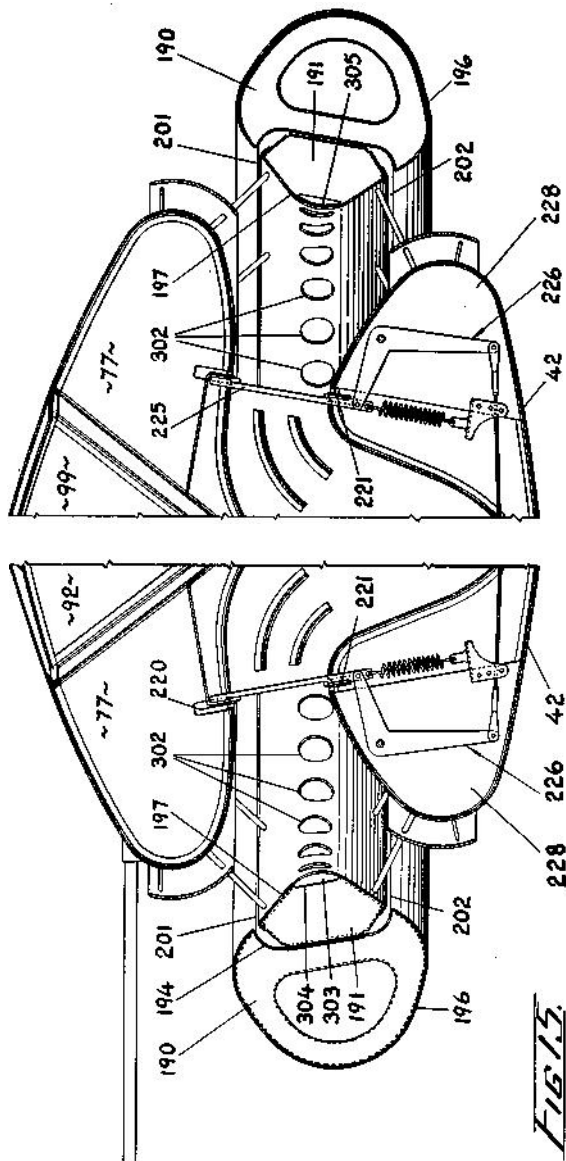


Fig. 13.

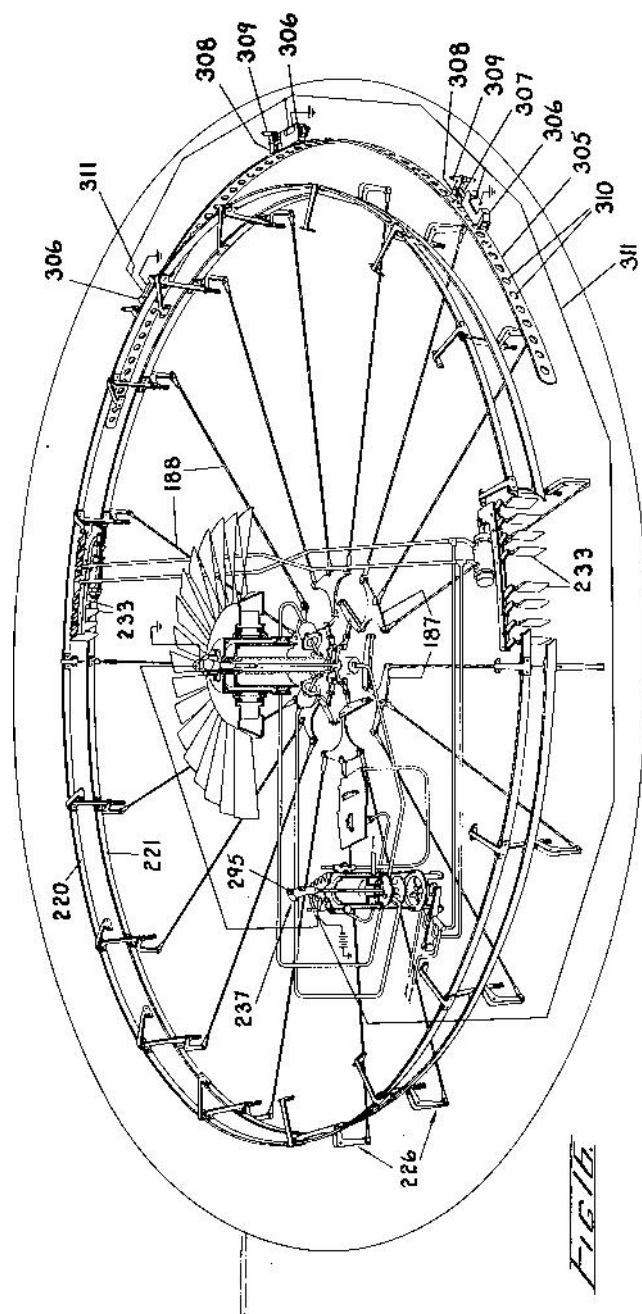
发明家 J.
C.M.FROST C.
J. WILLIAMS

BY
Maybee & Legris
AT00fRNE/5

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器



BY
Maybee & Legris
律师

QQ475725346

1959 年 8 月 6 日提交 51 页-第 15 页

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

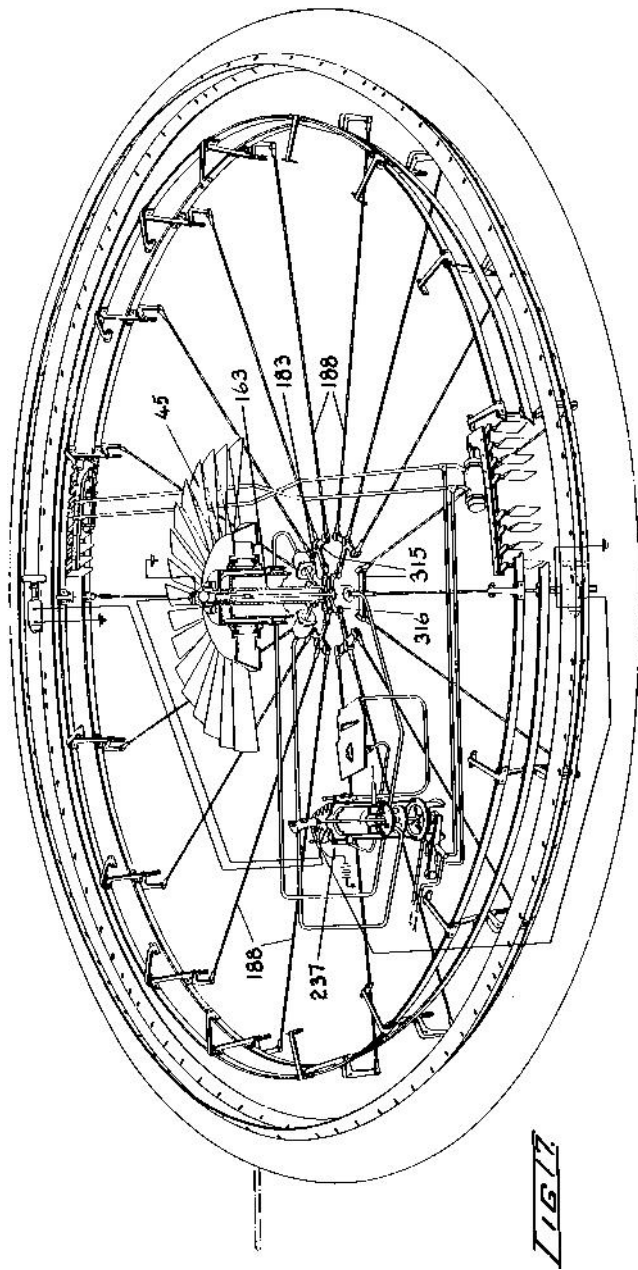
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 16 页

流体持续飞行器



BY *Maybee & Legris*
ATTORNEYS

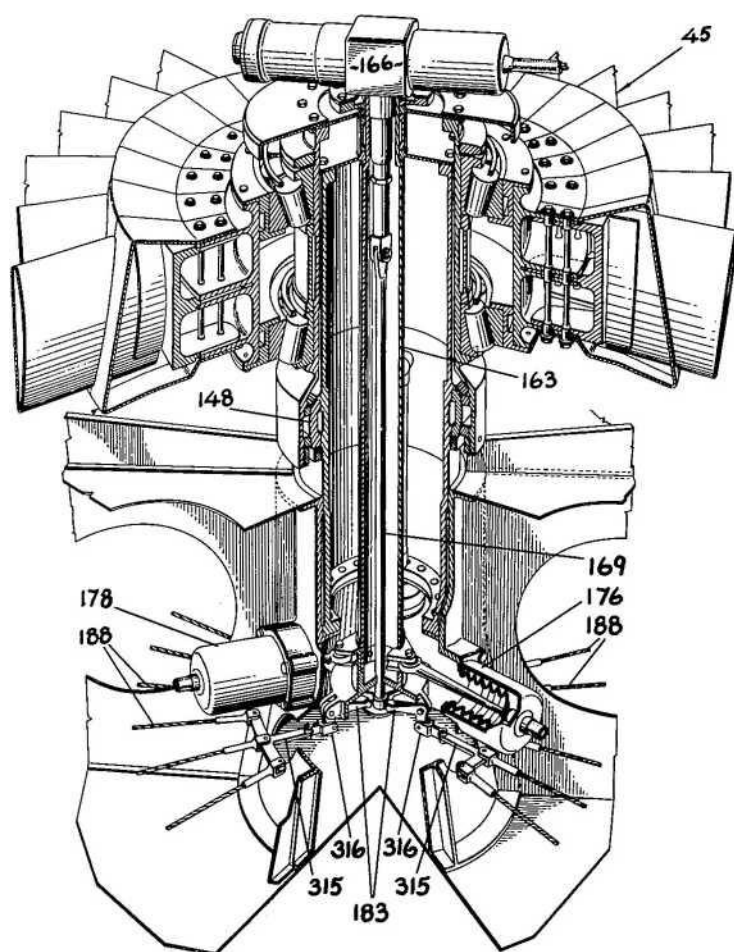
QQ475725346
一个 ORET

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 17 页



存货
J.C.M. FROST
C.J.WILLIAMS

Maybee Legris
ATTORNEYS

禁止转载

1962 年 8 月 28 日

J.C. M. FROST ETAL

3 051 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 18 页

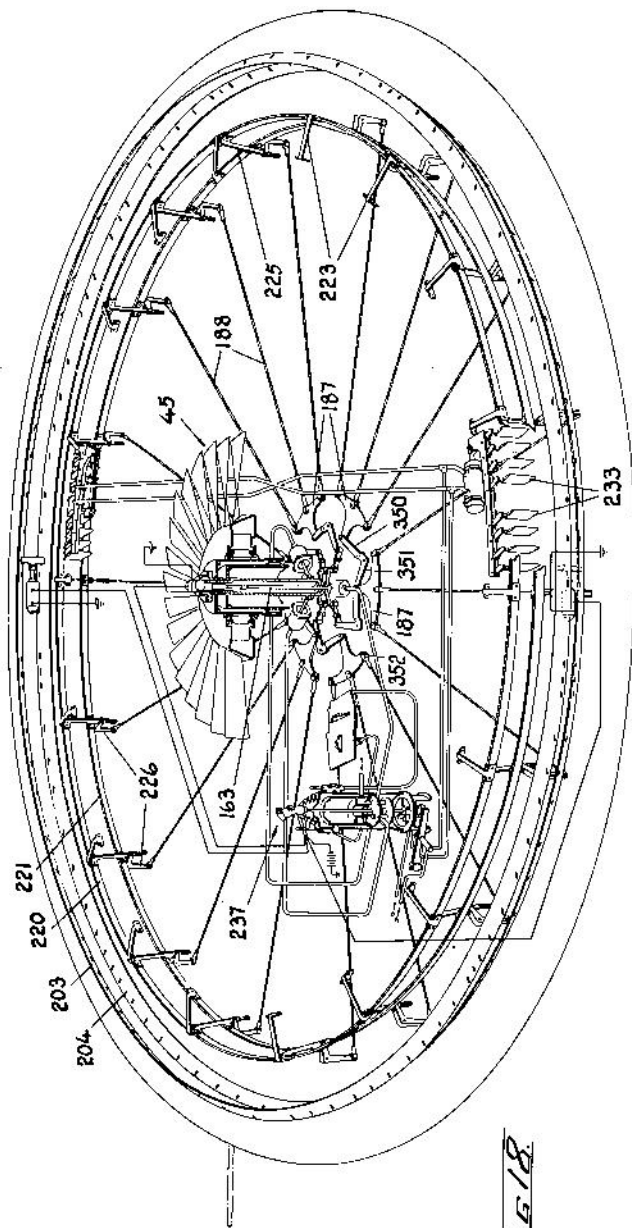


FIG. 18

律师

INVENTORS
J.C.M. FROST
C.J. WILLIAMS
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

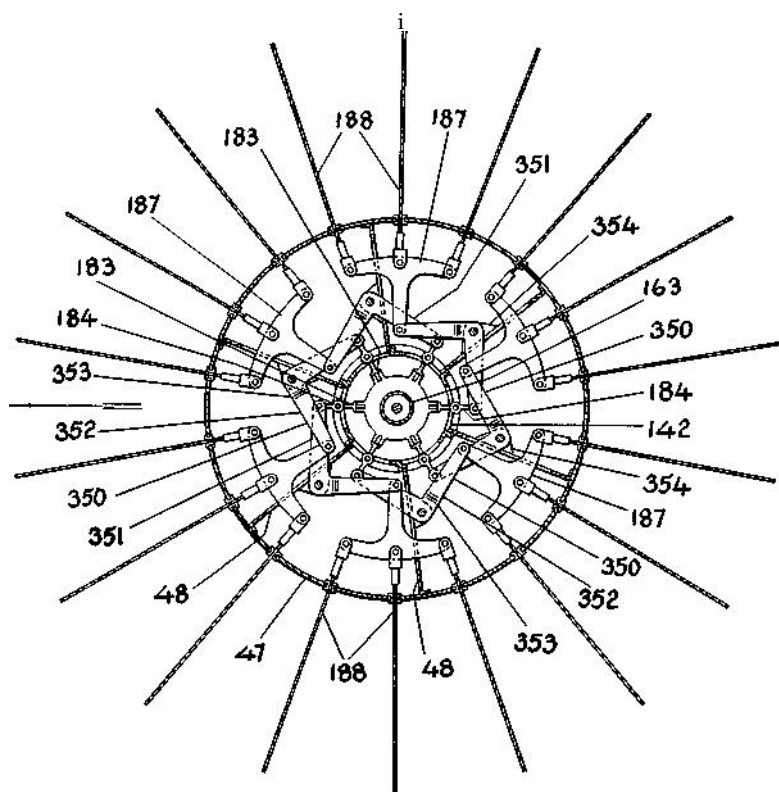
左或右

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959年8月6日提交

31 页-第 19 页



创造者

J.C. M. FROST

C.J. WILLIAMS

经过

^ATTCRNt'/S *Legris*

QQ475725346

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 20 页

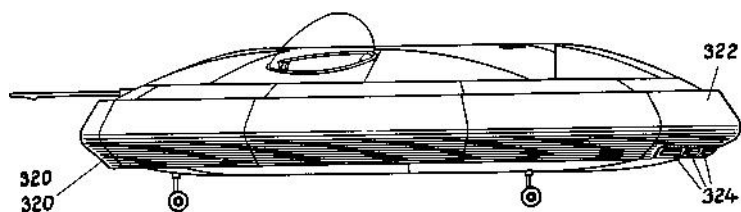


FIG 19

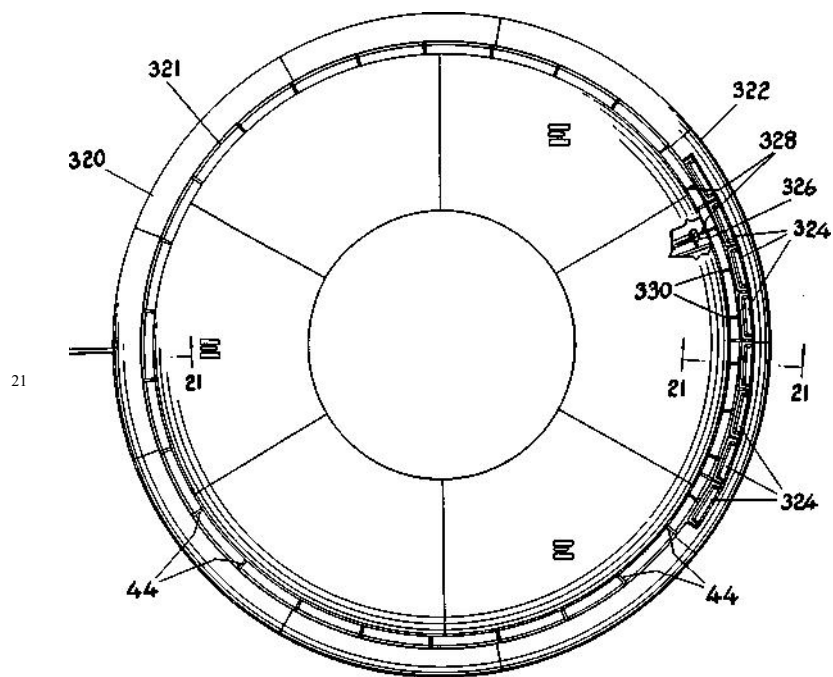


FIG 20

发明家,
J.C.M-FROT
C.J.

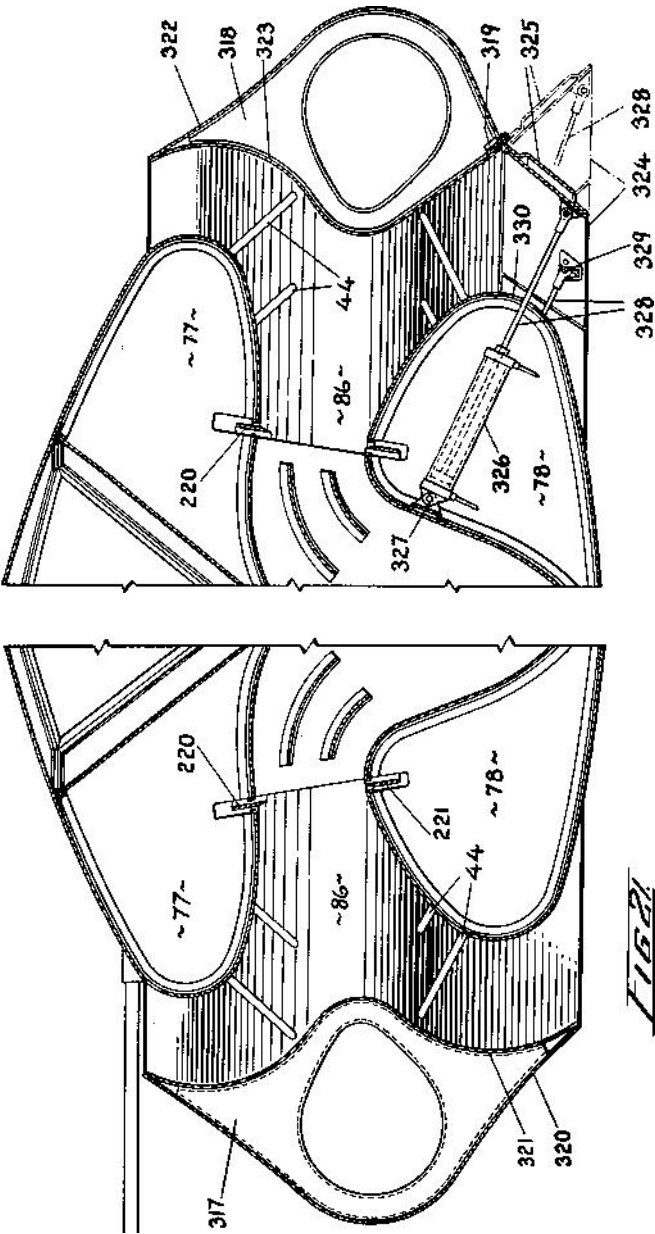
经
过

WILLIAMS
Maybee & Legris
律师

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 j。 c > M-frost metal 3, 051, 415

流体持续飞行器
申请日期:1959 年 8 月 6 日 31 Shcetts-Shkot 21



发明家,
J.C.M.FROST
C.J. WILLIAMS

Maybee & Legris

ATTOFR^pyS

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 j。 c > M-frost metal 3, 051, 415

流体持续飞行器

申请日期:1959 年 8 月 6 日 31 Shcetts-Shkot 21

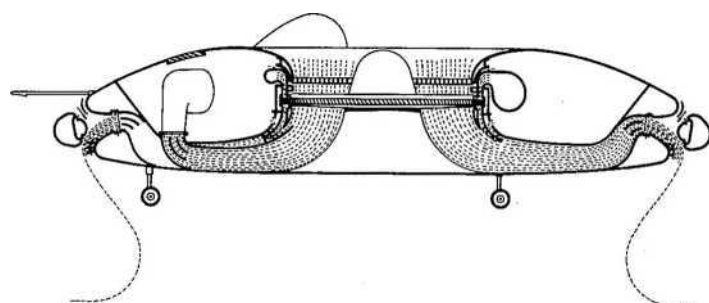


FIG 22

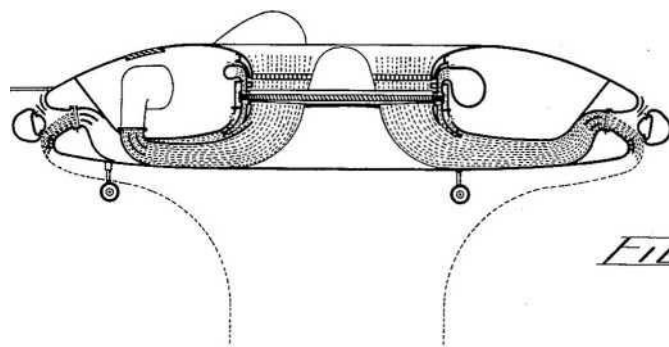


FIG 23

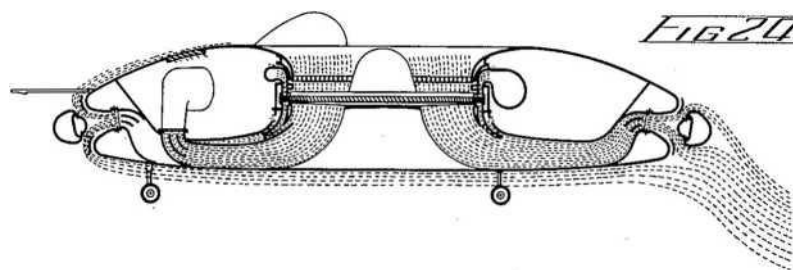
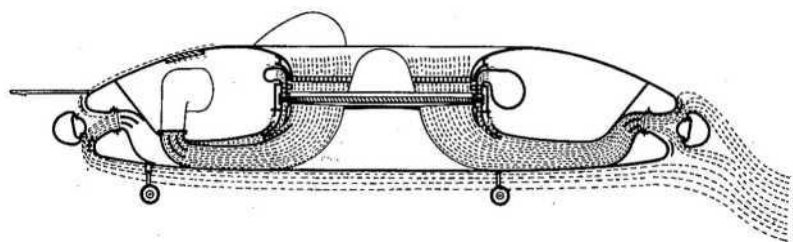


FIG 24



发明家，
J.弗罗斯特
C.J.WILLIAMS
经过
Legris

QQ475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. A. m. 弗罗斯特等 3, 051, 415

流体持续飞行器

1959 年 8 月 6 日提交 31 页-第 23 页

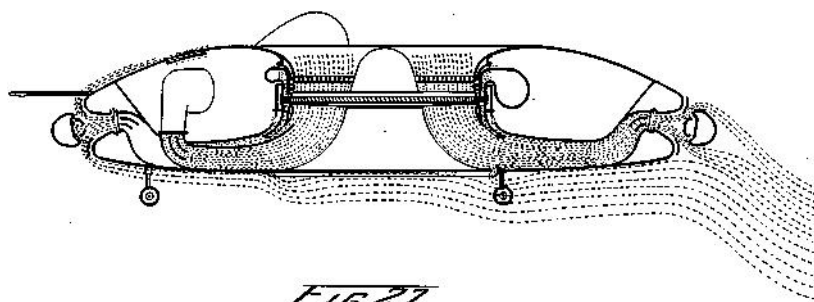
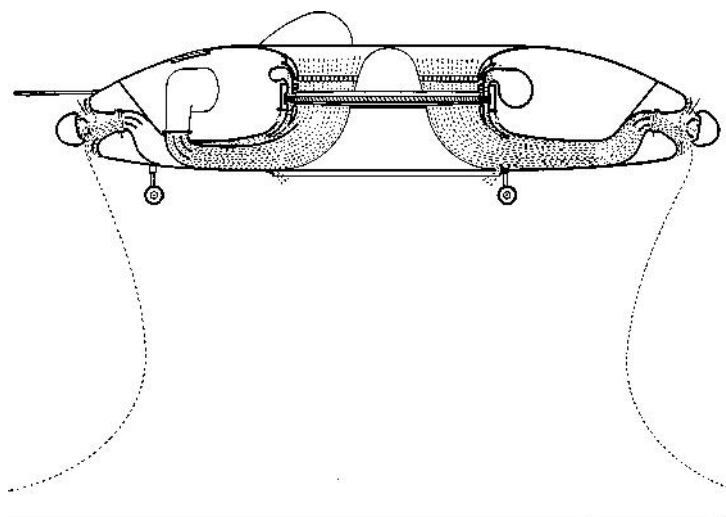


FIG. 27

发明者

J. CM. frost C. J.

WILLIAMS

BY

Maybee & Legris

律师

QQ475725346

禁止转载

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

25
1959 年 8 月 6 日提交

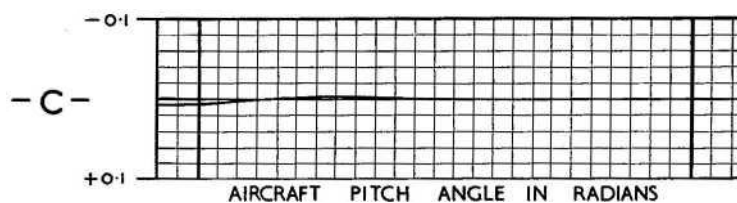
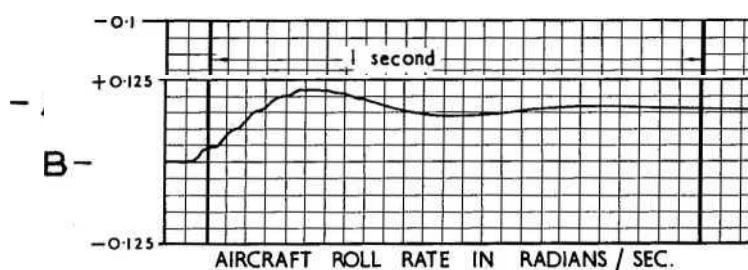
-D-



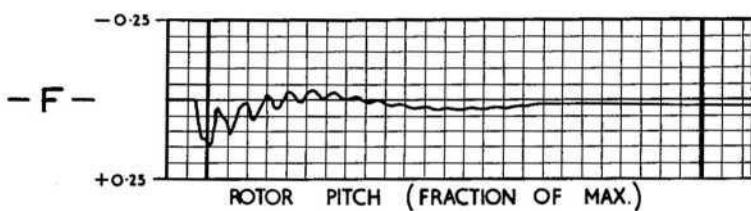
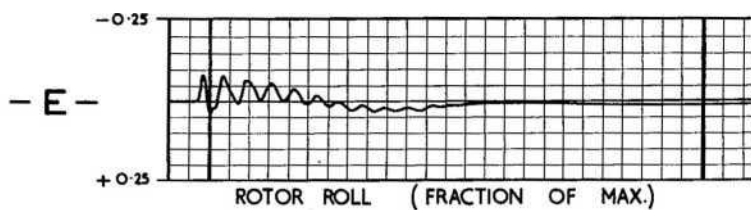
-0-12

31 页-第 25 页

5



以弧度/秒为单位的飞机俯仰速率。



20° PHASING

HOVERING

STICK RIGHT 10%

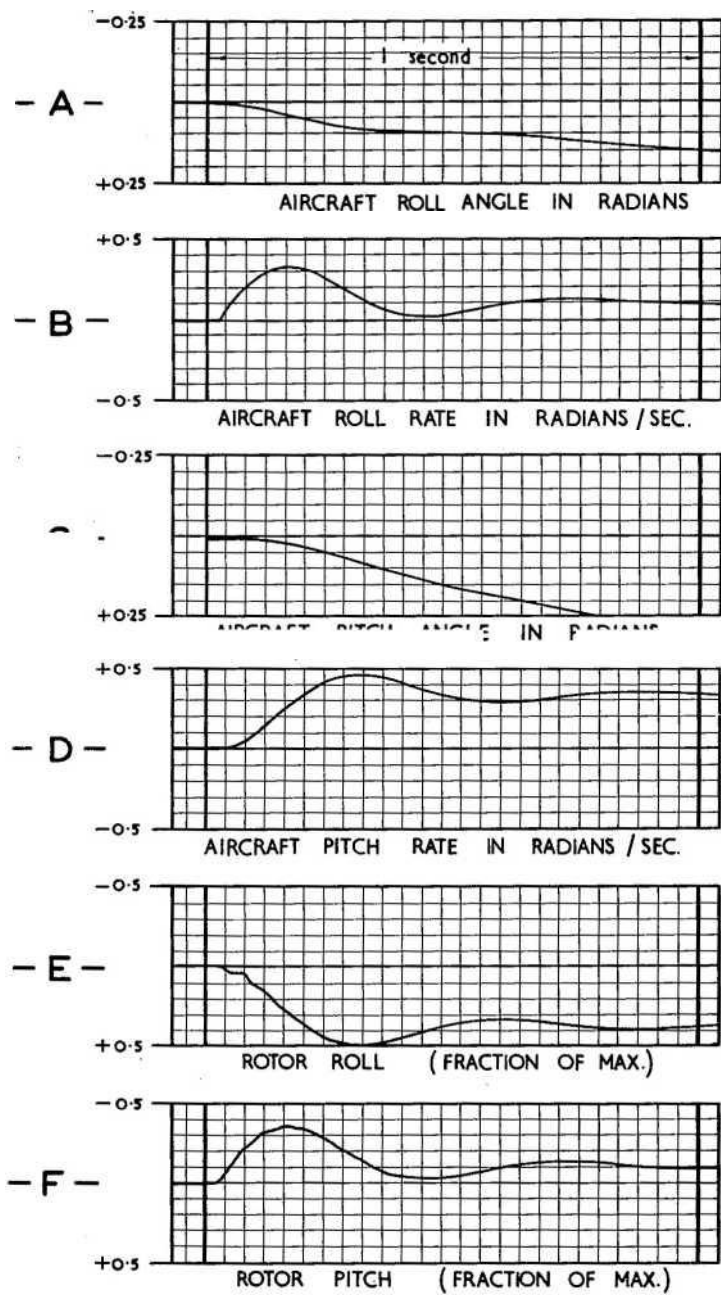
FIG. 30.

INVENTORS
J. C. M. FROST
C. J. WILLIAMS
BY *Maybee & Legris*
ATTORNEYS

QQ475725346

一个 ORET

1962 年 8 月 28 日 J. C. m .弗罗斯特等 3, 051, 415
流体持续飞行器



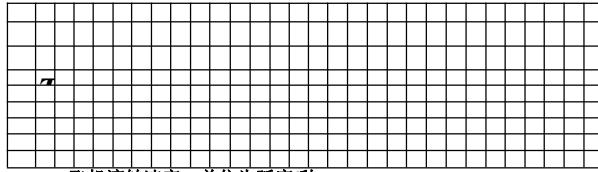
20° PHASING HOVERING 10,000 FT. LB. POS. ROLLING MOMENT

1959 年 8 月 6 日提交 31 页 第 26 页
流体持续飞行器

发明家，
J.C.M. 严寒
C.J. WILLIAMS
BY *Maybee & Legris*
ATTORNEYS

一英尺或英尺

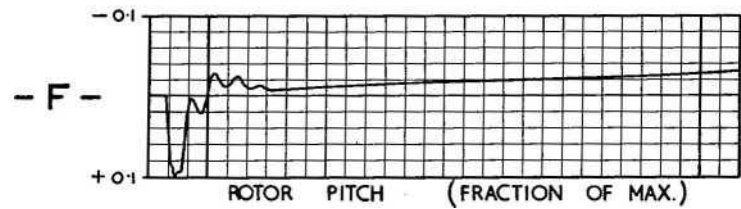
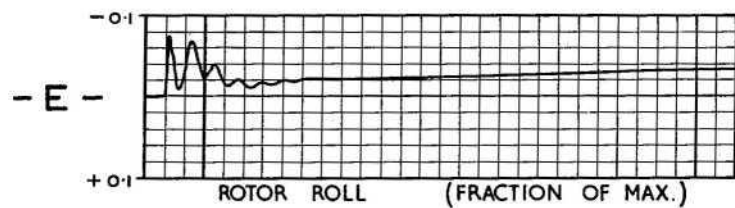
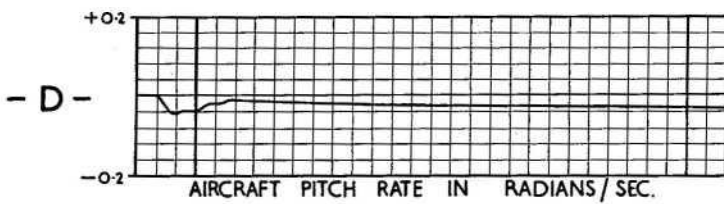
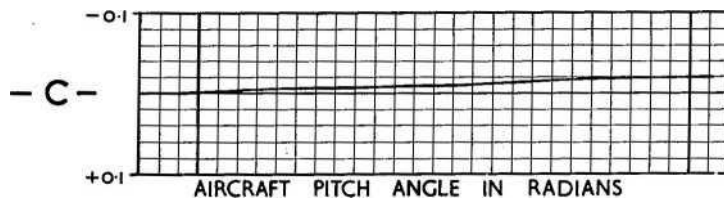
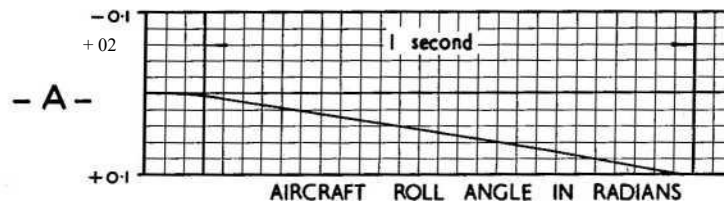
1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415



飞机滚转速率，单位为弧度/秒。

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 27



20 PHASING

海平面 265 海里/小时

向右滑动 1070

发明者
J.CM.FR05T

QQ475725346 *Legriss*

禁止转载
流体持续飞行器

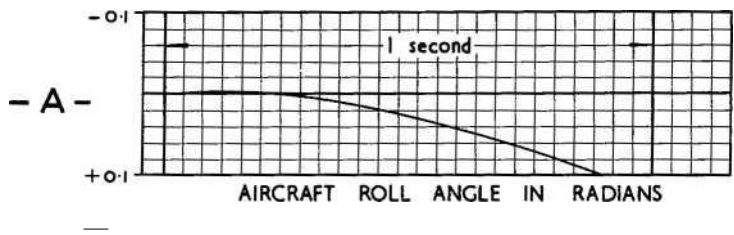
1962 年 8 月 28 日 J. C. m .弗罗斯特等 3, 051, 415

流体持续飞行器

于 1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 28 页

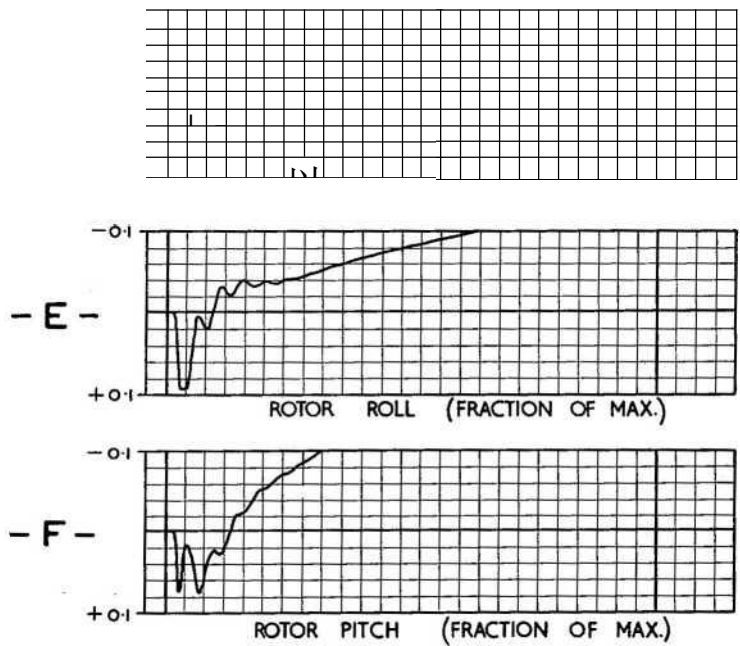
4-0-2-



飞机滚转速率，单位为弧度/秒。

- c-

以弧度表示的飞机俯仰角



N

J.C. M .
FRO El 作
者:C. J.
WILLIAMS
QQ475725346

20 PHASING

禁止转载

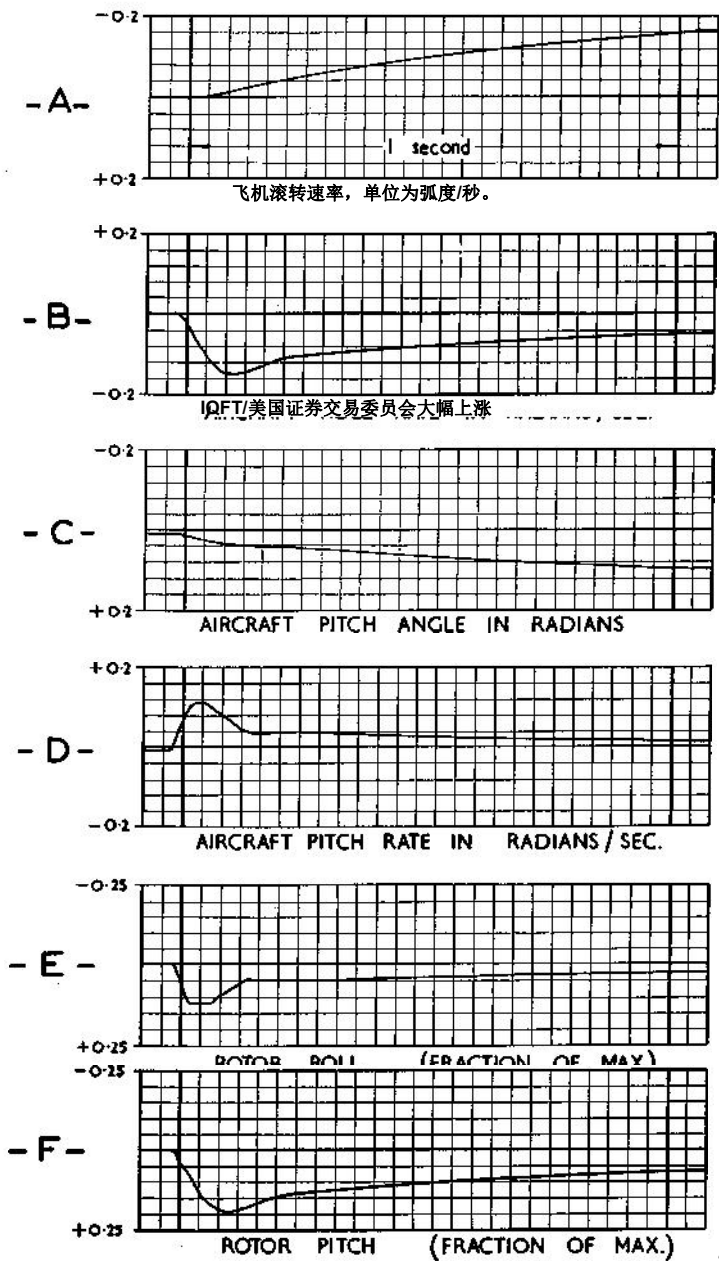
1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

以弧度表示的飞机滚转角度

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. 弗罗斯特等 3, 051, 415
流体持续飞行器

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 29



20° PHASING

265 KNOTS AT SEA LEVEL

"ATTOWIEYS

1962 年 8 月 28 日

经过

INVENTORS J. C. M.

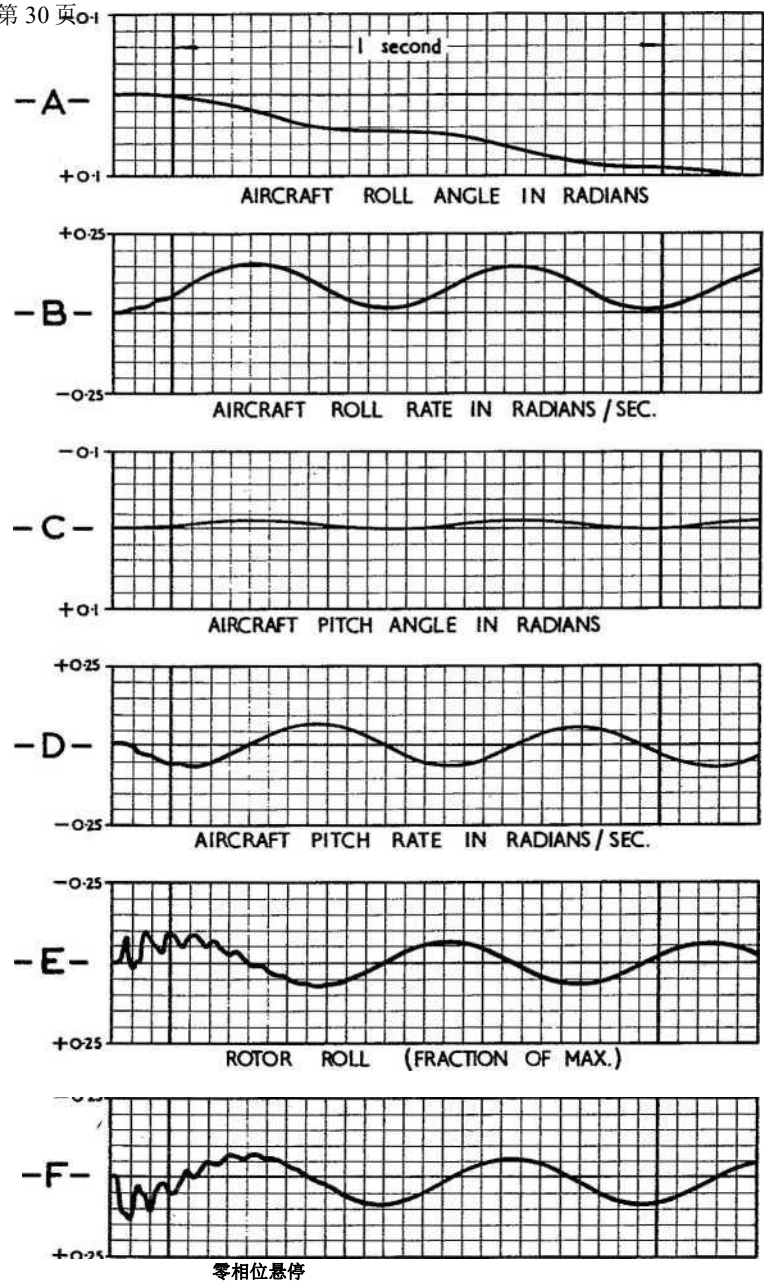
QQ475725346
ONE OR ET

1959年8月6日
提交

J.C. M. FROST ETAL 3, 051, 415
流体持续飞行器

转子节距(最大值的分数)

31 页-第 30 页



向右输入输出

库存 J . C . m . FROST C . J . WILLIAMS

X~ /zz

*TId*Gy8

禁止转载

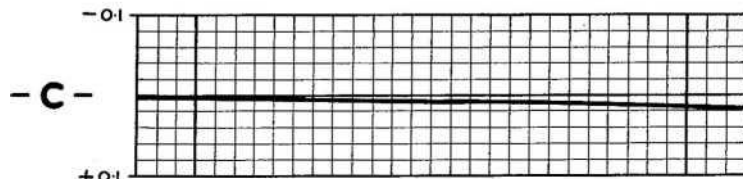
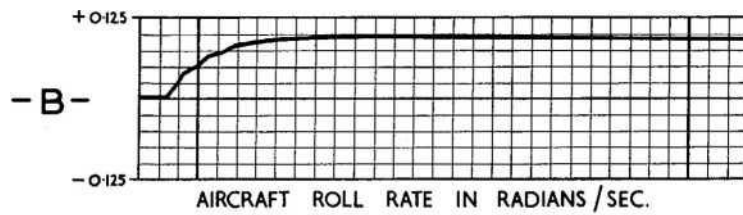
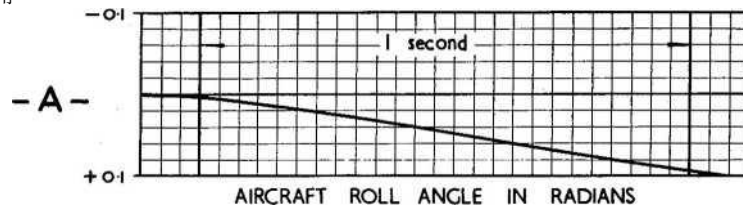
BV

流体持续飞行器

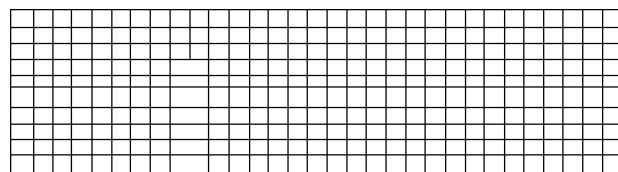
1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 415

1959 年 8 月 6 日提交 31 页-第 31 页

以弧度表示的飞机俯仰角

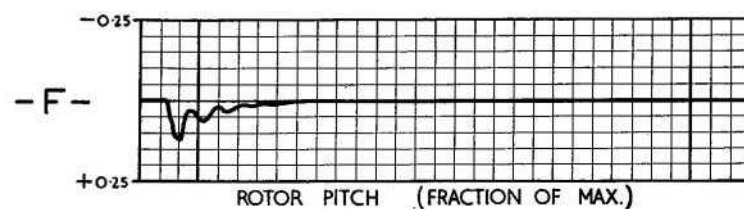
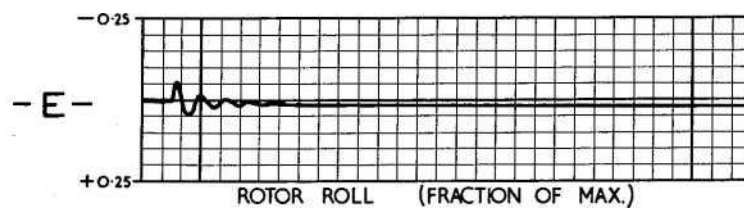


我我我我我我我我我我我我我我我我我我我我我我我我



以弧度/秒为单位的飞机俯仰速率。

一个 ORET



90° PHASING

HOVERING

STICK RIGHT 10%

Fig 36.

INVENTORS
J. C. M. FROST
C. J. WILLIAMS

BY *Maybee & Legris*
ATTORNEYS

QQ475725346

美国专利局

流体持续飞行器
安大略省乔治敦市的约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和加拿大安大略省唐斯维尔市的克劳德·约翰·威廉姆斯是加拿大安大略省马尔顿市阿夫科飞机有限公司的 5 名转让人
于 1959 年 8 月 6 日提交，爵士。
第 832, 404 号 45 索赔。
(CI. 244-23) 本发明涉及飞机，更具体地说，涉及一种具有机身结构和出口喷嘴的飞机，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置排放；飞机通过出口喷嘴高速喷射推进气体来获得推进推力。

151957 年 9 月 17 日，由约翰·杜布里、约翰·卡弗·梅多斯的弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔提交的共同未决申请序列号 684, 615(是 1955 年 4 月 18 日的专利申请序列号 502, 156 的延续，现已放弃)公开了一种圆形飞行器，该飞行器具有通常为透镜状的机身结构，该机身结构由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面。
该飞机在该结构中包括气体置换通道，该气体置换通道具有入口和邻近该结构外围的大致环形的出口。提供了用于推动气体在相对于飞机偏航轴线的多个离心方向上从入口到出口流过通道，并从偏航轴线的大致径向的出口和围绕周边分布的多个位置高速喷射气体的装置。气体引导装置设置成与出口相关联，并且可调节以选择性改变气体离开出口的方向。在申请序列号 684, 615 中公开的空气-35 飞行器的优选形式中，气体引导装置包括周边柯恩达喷嘴，该喷嘴包围出口以改变喷射气体的流动方向。本发明可以被认为是在申请系列中描述的发明的发展。
684, 615。本发明的一个目的是在具有出口喷嘴的飞行器中提供有效控制推进气体离开出口喷嘴的方向的装置，该出口喷嘴布置成在飞行器主体结构周围分布的多个位置 45 排放推进气体。

现在将参照附图通过示例来描述本发明，在附图中，相同的附图标记在几个视图中表示相似的部分，其中：
图 1 是根据本发明的飞机的侧视图；
图 2 是图 1 55 所示飞机的平面图，去掉了几块机翼上表面的面板，以显示发动机的位置；
图 3 是图 1 和 2 的飞机的局部平面图，部分剖开，部分剖开；
图 4 是(；0 飞机处于 部分组装状态，并显示飞机的肋结构；
图 5 是类似于图 4 所示的已完成的飞机的一部分的透视图，并且被部分剖开以显示出飞机的内部结构(5；
图 6A 和图 6B 一起构成了图 6，图 6 是图 3 中线 6-6 上飞机的纵向剖面图；
图 7 是部分剖开的透视图，..? 。□^。■ro.TPR 轴和轴承，还显示了部分-..：自动程序控制装置；f-Jr。
图 8 是转子外周涡轮叶片的详图；
图 9 是沿图 3 的线 9-9 截取的飞机外侧部分的剖面图；
图 10 是显示用于在外侧主体结构上支撑挡板的装置的细节；
图 11 以图解形式显示了飞机的控制系统；
图 12 是构成图 11 控制系统一部分的飞行员控制柱的部分剖面透视图；
图 13 是沿图 12 的线 13-13 截取的图 12 的控制柱的横截面；
图 13A 是显示图 11 的控制系统的两个部分之间的相互关系的示意图；
图 14A 和 14B 一起构成图 14，图 14 是形成本发明第二实施例的飞机的大致纵向截面；
图 15 是类似于图 9 的图 14 飞机外侧部分的横截面图；
图 16 以图解形式示出了图 14 和 15 的飞机的控制系统；
图 17 以图解形式示出了图 1 至图 13 的飞机的改

进的控制系统；
图 17A 是图 17 所示转子轴和轴承的部分截面透视图；
图 18 是类似于图 17 的用于图 1 至 13 的飞机的进一步改进的控制系统的视图；
图 18A 是图 18 所示连杆机构放大的详细平面图；
图 19 是构成本发明另一实施例的飞机的侧视图；
图 20 是部分剖开的图 19 的飞机的仰视图；
图 21 是图 20 中线 21-21 的大比例横截面图；
图 22 以图解形式显示了图 1 至 13 的飞机在起飞过程中的气流；
图 23 以图解的形式显示了当飞机离地面足够高以消除“地面缓冲”效应时，来自图 1 至 13 的飞机的气流；
图 24 以图解形式显示了当飞机向前飞行时，来自图 1 至 13 的飞机的气流；
图 25 以图解形式显示了来自图 1 至 13 的飞机的气流，以在飞机上产生“抬头”力偶；
图 26 以图表的形式显示了图 14 至 16 的飞机起飞时的气流；
图 27 以图解形式显示了图 14 至 16 的飞机在向前飞行期间的气流；
图 28 是表示转子和初级气体偏转装置之间的相角关系的示意图；
图 29 是示出主气体偏转装置响应转子倾斜的操作的示意图；
图 30 至 34 是显示图 1 至 13 的飞机对某些控制条件的响应的曲线图；
图 35 是显示具有图 17 和 17A 的控制系统飞机对控制条件的响应的一组曲线图；和
图 36 是一组曲线图，显示了具有图 18 和 18A 所示改进控制系统的飞机的响应。

3 4

现在参照图 1、2 和 3，所示的飞机包括一个内侧机身结构 40，它通常是透镜形的，并由提供相对的机翼表面的上下蒙皮覆盖。提供上机翼表面的蒙皮用 41 表示，提供下机翼表面的蒙皮用 42 表示。上下翼面提供升力发展面。包围内侧主体结构的是外侧主体结构 43，其通常为横档或圆环的形式。外侧主体结构 43 由多个辐条 44 以与内侧主体结构 40 的周边并列间隔的关系支撑。安装在内侧机身结构内的是一个转子，在图 3 中用 45 表示，当转子处于平行于飞机弦平面的“中立”位置时，该转子被布置成绕垂直于飞机弦平面的旋转轴线旋转。旋翼的中性位置是相对于飞机机身结构的位置；例如，当飞机水平时，下文描述的飞机的旋翼在旋翼水平时处于中立位置。转子的旋转推动气体在飞机内流动，并且气体从设置在内侧和外侧机身结构之间的喷嘴排出，这将在下文中描述。

在整个说明书和权利要求书中，为了方便起见，使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外侧”)和“内侧”(或“内侧”)分别表示离转子旋转轴的更大和更小的距离。术语“垂直”、“向上”和“向下”表示大致垂直于上下机翼表面之间的中间或弦平面的方向。

还使用了飞机机身轴线系统；在所示的飞机中，偏航轴是对称轴，当旋翼处于中立位置时，偏航轴与旋翼的自旋轴重合。纵轴是对称平面与弦平面的交点；横轴与纵轴和偏轴成直角相交。

现在参照图 1 至图 6，但更具体地参照图 4 至图 6，飞机建造在由多个沿偏航轴线径向设置的肋组成的骨架上；在将要描述的实施例中，有 54 个肋，这些肋在其内侧端连接到通常用 46 表示的截头圆锥形中心柱上。中心柱 46 是中空的，并具有截头圆锥形外壁 47；支柱通过径向和水平腹板 48 和 49 在内部得到加强。通道部分的另外的径向腹板 50 加强了水平腹板 49 上方的中心柱，但是没有延伸到壁 47 的上边缘。

肋 51(见图 4)具有内侧端 52，该内侧端 52 向上延伸至壁 47，与腹板 50 的轮胎顶部大致齐平；类似于肋 51 的肋在下文中称为主肋。从肋 51 沿顺时针方向围绕空气室计数，每三个肋是一个主肋；因此，例如，具有内侧端 54 的肋 53 和具有内侧端 56 的肋 55 是主肋。在肋 53 和 55 之间是两个短肋 57 和 58，分别具有内侧端 59 和 60，它们延伸到类似于图 6B 中 61 所示的位置，用于飞机另一部分中类似短肋的内侧端。除了与三个主肋相邻的肋之外，每对主肋之间有两个短肋。

所述三个主肋中的一个肋 51，并且在该肋的两侧是中间肋 62 和 63，中间肋 62 和 63 分别具有内侧端 64 和 65，如图 4 和 5 所示，内侧端 64 和 65 延伸至！-位于截头圆锥形壁 47 的一部分上的位置，并且在短肋的内侧端的位置和主肋的内侧端的位置之间。对于肋 63，每个肋 62、63 的上边缘被释放，如图 4 中的 66 所示。该起伏沿着每个肋 62、63 的上边缘的内侧部分延伸，并将这 5 个肋的上边缘的内侧部分降低到肋 51 的上边缘之下。在每个中间肋 62、63 和肋 51 两侧的下一个主肋之间是类似于肋 57、58 的短肋，并且中间肋 62、63 的上边缘上的凸起 66 将所述上边缘的内侧部分降低到邻近中间肋的短肋的上边缘之下。在中间体的上边缘的释放部分和肋 51 之间延伸有大致水平的分隔壁 67。参见图 4，大致垂直的气体偏转壁 68 布置在分隔壁 67 的上表面上，以将在分隔壁 67 上方向外流动的气体偏转到中间肋 62、63 和它们相邻的短肋之间的径向空间中，其目的将在下文中描述。在分隔壁 67 的外侧终端处，布置了一系列三个偏转叶片 69、70 和 71，以向上偏转来自分隔壁 67 下方的空气。偏转叶片在肋 51 的任一侧延伸，并在肋 62 和 63 之间延伸。此外，叶片 69 和 70 在肋 51、62 和 63 的上边缘上方延伸，而叶片 71 终止于肋 51、62 和 63 的上边缘，见图 4。肋 62、63、分隔壁 67、下机翼外壳 42 和叶片 69、70 和 71 限定了用于燃气涡轮发动机的进气口 30，这将在下文中描述。

参照图 2，飞机具有布置在内侧机身结构内的三个燃气涡轮发动机 72、73 和 74，以供应高速气体来旋转转

子 45。发动机通常布置在转子的外围，并围绕转子的旋转轴线以 120° 的间隔隔开。对于发动机 72、73 和 74 中的每一个，都有类似于前述的进气口。发动机 73 的进气口在图 3 中总体用 75 表示，发动机 74 的进气口在图 3 中总体用 76 表示，发动机 72 的进气口在图 4 和图 5 中示出，并且布置在飞机纵轴的左侧，可以说是进气口 76 的镜像。发动机 73 的进气口 75 在位于飞机纵轴上的主肋 51a 的两侧延伸。如果该肋被认为是形成飞机骨架结构的五十四个肋中的第一个，那么，在图 3 中顺时针计算，进气口 76 在第十九个肋 51b 的任一侧延伸 50°，燃气涡轮发动机 72 的进气口在第三十七个肋即肋 51 的任一侧延伸。因此，第一、第十九和第三十七肋，即肋 51a、51b 和 51，是上面称为 55 的三个主肋，其肋结构不同于每个主肋之间的两个短肋的标准。

进气口 75 和 76 类似于参照图 4 和 5 描述的进气口。进气口 75、76 围绕主肋 51a 和 60 布置，并分别在中肋 62a、63a 和 62b 和 63b 之间延伸。进气口 75 具有分隔壁 67a 和偏转壁 68a，类似于图 4 和 5 的进气口的相应部分 67 和 68。类似地，进气口 76 具有分隔壁 65、67b 和偏转壁 6-8b，类似于图 4 和 5 的进气口的相应部分 67 和 68。

进气口 75 和 76 分别具有偏转叶片 69a、70a 和 71a，以及 69b、70b 和 71b，类似于图 4 和 5 的进气口的叶片 69、70 和 71。

五十四个肋中的每一个的外侧端是相似的，并且分叉以分别提供上和下分叉腹板 77 和 78(见图 6A)。可以看出，在它们的外侧端，肋 75 的深度增加，使得上弧形腹板 77 位于上方

5 6

肋骨剩余部分的高度。上弧形腹板 77 在其下表面设有狭槽 79，下弧形腹板 78 在其与狭槽 79 相对的上表面设有狭槽 89。肋的中心部分终止于在槽 79 和 80 的内壁之间延伸的外侧边缘 81、5。

肋的自由边缘，除了它们的内侧边缘，在其两侧都设有垂直于肋延伸的凸缘。这些法兰由铆接在靠近边缘的肋上的 L 形截面条提供。参照图 4 中的肋 63 作为例子，这些 L 形截面条中的一个用 82 表示。除了在其边缘设置有这些 L 形截面条之外，每个肋在其每一侧还设置有另外两个 15 个 L 形截面条。再次参照图 4 中的肋 63 作为例子，每个肋都具有由条带 83 提供的凸缘，当条带 83 向上扫过以提供上圆角腹板 77 时，条带 83 从狭槽 79 的下内侧边缘延伸到肋的上边缘。类似于条带 83 的条带设置在每个肋的每一侧。第二另外的条带 84 向下倾斜，并从 sio 80 的上内侧边缘延伸到肋的下边缘。类似于条带 84 的条带设置在每个肋的每一侧 95 上。L 形横截面的圆周带 85 围绕飞机延伸，并连接到肋的最上角。

图 4 所示的结构是如图 5 所示的护套。下翼型表面蒙皮 42 被硬化到肋的下边缘，并围绕下圆角腹板 78 向上向内延伸，以终止于槽 80 的外侧边缘。表皮 42 的向上和向内延伸形成了总体上以 86 表示的向外发散的出口喷嘴 35 的下表面。以类似的方式，上翼型表面蒙皮 41 的外围部分连接到上弧形腹板 77 的上表面，并且向下和向内继续围绕腹板 77，以终止于狭槽 40、79 的外侧边缘。表皮 41 的向下和向内延伸形成出口喷嘴 86 的上表面。可以看出，出口喷嘴 86 的上表面和下表面中的每一个都远离所述表面中的另一个弯曲，从而为出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面。

45

在条带 85 的内部，肋的上边缘连接到金属片外壳 87 上。该蒙皮 87 的内侧边缘 88 延伸至与主肋的内侧边缘齐平，例如，与上述主肋 51、53 和 50-55 的内侧边缘 52、54、56 齐平。表层 87 的内侧周边部分设有一系列周向间隔开的通气孔 89。

另外的金属片外壳 83a 和 84a 分别固定在每对相邻肋的条带 83 和 84 之间(见图 5)，并限定了终止于喷嘴 86 的气体置换通道的一部分。

外壳 87 限定了盘形空间，三个燃气涡轮发动机 72、73、74 布置在该盘形空间内，将空气从进气口引导至燃气涡轮发动机 60 的装置，以及引导来自发动机的废气以驱动转子的装置。碟形空间被一系列隔板分隔成隔间，如图 2 所示。有三个基本上共面的主舱壁 98、91 和 92，它们限定了一个中心的、基本上呈三 65° 角的空间，在该空间内布置有发动机、转子和燃料箱。隔板 91 左侧的空间被隔板 93 和 94 分开，在隔板 93 和 94 之间布置有飞行员的驾驶舱 95。主舱壁 92 右侧的空间 70 被舱壁 96 和 97 分隔开，在舱壁 96 和 97 之间布置有观察者的驾驶舱 98。主舱壁 90 的后部空间被舱壁 99 和 109 分开。分隔舱壁之间的货舱——用于飞行员和 oh-75 服务器的驾驶舱，可用于装载货物或飞机控制系统的部件。

参考图 2-中心的、通常为三角形的空间本身被三个直的分隔壁和三个弯曲的分隔壁细分。存在平行于隔板 90 的直分隔壁 101 和从壁 101 的内侧端延伸到隔板 92 的弯曲分隔壁 102。类似地，存在平行于隔板 92 的直分隔壁 103 和从壁 103 的内侧端延伸到隔板 91 的弯曲分隔壁 104。最后，存在平行于隔板 91 的直的分隔壁 105 和从分隔壁 105 的内侧端延伸到隔板 90 的弯曲的分隔壁 106。

每个发动机以类似的方式安装，这将参照图 5 和 6 进行描述。现在参考图 5 和 6A，每个发动机在其进气端由轭 107 支撑，轭 107 包围发动机的上部，并接收固定到发动机框架的销 108。轭架本身由形成飞机结构一部分的 U 形框架 109 支撑，并延伸(在图 5 中)在隔板 91 和分隔壁 105 之间。对于其他发动机，类似的 L 形框架在隔板 92 和壁 103 之间以及隔板 90 和壁 101 之间延伸。U 形框架 109 具有通道截面，如图 6A 清楚所示，轭 107 由配件 110

两部分，发动机穿过防火墙伸出。

每个发动机在其出口端由类似于图 6B 所示的发动机 74 的装置支撑。锥形柱 112 固定在表层 87 的上表面，并在其上端带有叉形凸耳 113。发动机包括尾管 114，该尾管 114 带有容纳在叉形凸耳 113 中的单个凸耳 115。叉形凸耳 113 和凸耳 115 具有孔以容纳销 115a，销 115 a 可以从位于隔板 90 后部和隔板 99 右侧的隔间插入。每个发动机都以类似的方式安装在图 2 所示的位置。发动机由位于分隔壁 101、102 之间的空间中的可拆卸燃料箱 116 供应燃料；103，104；和 105，106。

空气从前面描述的进气口供给发动机，其中两个进气口在图 3 中以 75 和 76 示出。在每个发动机的进气端和肋上边缘的外壳 87 之间是弯头 117，弯头 117 的下端连接到配件 118，配件 118 又连接到外壳 87。弯管 117 和配件 118 设有螺栓连接在一起的配合凸缘；如图 6A 所示，每对叶片 69 和 70 突出到配件 118 的顶部。

发动机的废气被送入一个共用的环形歧管，并被布置成驱动转子。与每个发动机相连并连接到其出口端的是一个弯曲的会聚歧管，其形状有点像长牙(见图 2 和 4)。发动机 72 的歧管用 119 表示，发动机 73 的歧管用 120 表示，发动机 74 的歧管用 121 表示。歧管连接到箱形截面环构件 122 的上边缘，其下边缘邻接蒙皮 87 的内侧边缘 88。相对方位。图 4 中的歧管 119 和 121 清楚地示出了一个长牙歧管的窄端和相邻歧管的宽端。歧管具有向下开口的圆周槽 123，推进力通过该槽 123。由燃气涡轮发动机产生的气流在环形构件 122 的内侧表面附近向下排放。间隔棒 124 和 125 布置在歧管内

一个 ORET

支撑在 U 形框架的通道中。防火墙 111 将发动机舱分成

7 来保持它们的形状。歧管的内侧周边是带凸缘的,如图4中的126所示,并且另一个环形构件127固定到该凸缘126的下侧。导向叶片128插在环件122和127之间,并用作下文将描述的转子的叶尖涡轮的入口导向叶片。

由分隔壁101、102的内侧接合处支撑;103,104;和105、106是转子的入口导向环129。该导向环在图5和6A中清楚地示出,并且包括内侧和外侧弯曲金属外壳130和131,它们在上端通过通道构件132连接并隔开。通道构件在其外侧周边固定有三个间隔120°的凸耳133;凸耳在间隔开的双凸耳134之间被se-15固化,双凸耳134又在其内侧端固定到分隔壁M2 104和106。外侧蒙皮131的下边缘向内形成凸缘,并在象牙歧管的凸缘126上方间隔开,而内侧蒙皮130朝向环形构件127向下延伸,并固定到设置在外侧蒙皮131下边缘的凸缘上。导向环129与“长牙”歧管间隔开,使得冷却空气可以在歧管上以及在环构件127和表皮130、131的下边缘之间流动。

导向环的外蒙皮130'被加工成飞行器的上部机翼表面蒙皮41,该蒙皮被分成面板,面板之间的接合处被布置成位于隔板上方,并且面板30可被移除以接近发动机和隔板之间的隔间。导向环129带有定位在转子45上方的蜂窝状格栅135,而发动机舱上方的面板设置有允许空气冷却发动机舱的通气百叶窗136。

在来自燃气涡轮发动机的废气已经进入塔斯克歧管并向下穿过导向叶片128之后,它们驱动构成转子一部分的尖端涡轮,如下文将描述的,并且在穿过尖端涡轮之后,气体进入排气箱并被排放到气体置换通道中;排气箱的设计是为了在废气进入气体置换通道时压力下降时,在废气中提供均匀的压力梯度。除了发动机的进气口,排气箱的布置如下,将参照图进行描述。6B。每个排气箱在相邻的一对主肋之间延伸,并具有内侧导向叶片137、弯曲的外板壁138和侧壁139。导向叶片137通过波纹带140向下延伸,波纹带140部分地布置成彼此重叠。波纹带被布置成使得气体可以从导向叶片137和壁138之间通过,然后在带140中的波纹之间通过,并流出排气箱。壁138和外侧波纹带140'的外侧边缘开槽,以容纳每对相邻主肋之间的短肋的内侧边缘61。每个主肋60在其内侧边缘设置有弯曲的翼型截面导向叶片141,导向叶片141在截头圆锥形壁47的上端和排气箱上相邻导向叶片137的上端之间延伸。每个排气箱的弯曲壁138的上端65抵靠环形构件122的下边缘。通过气体置换通道的区段的空气流导致空气从发动机舱通过外壳87中的孔89并越过弯曲壁138流动,从而部分地用于冷却排气箱70。

发动机进气口上方的排气箱的布置略有不同,将在下面进行描述。参考。五号州际公路和6A。你所有的“排气箱”都类似于。前面参照图6B描述了75米,但是参

9

固定在基座铸件142上的气动波纹管致动器的压头可枢转地连接到每个分叉凸耳上。因此,致动器176的压头175附接到凸耳173。类似地,波纹管致动器178的压头177连接到凸耳174,第三波纹管致动器179通过其压头连接到控制轴上的第三凸耳。每个致动器包含类似于致动器176的180所示的波纹管,并且由气动压力操作,如下文所述。由于制造它们的材料的弹性,波纹管起到弹簧的作用,并且波纹管的弹性的组合效果倾向于将控制轴163保持在垂直轴146的中心,从而将转子保持在其中性位置。

15

控制轴163的下端设置有指向外侧的凸缘181,凸缘181在其外侧周边等间距地承载六个分叉的凸耳,其中一个由182表示。枢转地安装在每个凸耳182之间的是曲拐杆,所述杆20中的两个以183表示;每个杠杆都有一个靠在控制杆169的蘑菇头171上表面的内侧端。可以看出,控制杆的垂直运动将使钟形曲柄在其支撑凸耳中枢转。铰接连杆184枢转地固定到每个钟形曲柄183的另一端25,并且连杆184的外侧端在连杆185的端部中间枢转地连接

照图5和6A可以看出,进气口上方的排气箱在分隔壁67和金属外壳87之间排出。通过壁67和外壳87之间的废气被气体偏转壁68偏转到位于中间肋62、63和它们相邻的短肋之间的气体置换通道的部分中。

现在将参照图4至8描述转子和转子轴的结构。基座铸件142位于中心柱结构46的中心,基座铸件142具有径向凸缘143和上部水平凸缘144,径向腹板48固定在径向凸缘143上,水平腹板49固定在上部水平凸缘144上。现在参考图7,基座铸件142设置有内部凸缘145,该内部凸缘145伸缩在基座铸件内,并且支撑并固定到凸缘145上的是中空的垂直轴146,该垂直轴146向上延伸超过基座铸件142。围绕垂直轴146上部的是套筒147;部分球形轴承148介于轴146和套筒147的下部之间。

转子45通过相对的推力座圈149可旋转地安装在套筒147的上部,并围绕旋转轴线旋转,当转子处于其中间位置时,旋转轴线平行于飞机的偏航轴线或对称轴。转子包括一个截面为1.50的内环,内环的臂朝外,中心臂分叉。叶轮叶片151在其根部或内端固定到块152上,块152也是E形截面,面向内,块152的中心臂容纳在构件150的分叉中心臂的臂之间。叶片151通过焊接到形成块1.52的一部分的板153上而固定到块152上。转子还包括分段的内护罩154,其内侧端抵靠转子内环150的上下表面。构件150、152和护罩154通过螺栓155连接在一起,每个螺栓具有延伸穿过E形截面构件的臂的扩大肩部,以提供支承表面。参见图8,叶轮叶片151的外侧端固定到外部弓形环构件156,多个涡轮叶片157固定到环156的外侧表面。迷宫式密封件的元件158固定到环156的上表面,该元件158与环构件127的内侧表面上的相对的迷宫式元件159配合。

现在回到图7,垂直轴146的上端由柔性隔膜16'0封闭,套筒14-7的顶部由柔性隔膜161封闭。套管162保持在隔膜16'和161的中心部分之间;中空的控制轴163穿过两个隔膜中的套筒和中心孔,该控制轴向下延伸到基座铸件142的下端附近。套筒162和隔膜的中心部分被夹紧在控制轴上的肩部163c和螺纹连接到控制轴163上端的凸缘环形螺母165之间。固定在隔膜上。1.61是板164,圆顶进气锥164a固定在其上,见图6。

电动线性致动器-1.65固定到凸缘螺母165。致动器配有悬垂轴。167在控制轴463内延伸,轴167的下端设有叉形端168。杆169在其上端连接到由销170形成锁定端168,杆169的下端设有可拆卸的蘑菇头171。低端。169杆。穿过轴163的实心端件172中的孔。

围绕控制轴163下部的圆周间隔120°的是三个分叉的凸耳,其中两个以173和174示出。

到另外的连杆185。每个连杆185的一端枢转地连接到由径向腹板48承载的凸耳186上,如图30-URES 3和7所示。枢转地连接到每个连杆185的另一端的是丁字件187,三根缆索188的内侧端连接到丁字件187,缆索的连接点沿着丁字件的外侧边缘等距间隔开。必要时,35个径向肋48如189所示开槽,以允许丁字件通过。线缆188的外侧端连接到下文将描述的主气体偏转装置。可以看出,相对的电缆通过连接到控制轴40163而相互连接。

参照图4、5、6和9,现在将描述外侧车身结构。应当记得,外侧主体结构43由内侧主体结构48通过辐条44和45支撑,辐条44和45是由多个部分组成的环或圆环的形式。外侧车身的制造方式与内侧车身的制造方式相似,即它由覆盖有金属板的模型组成。外侧主体的模型有两种类型,即多个外侧模型190和多个内侧模型191。每个外侧成型件190通常是具有圆形顶点的三角形,并且具有中心孔192。每个模型190的基部被切掉,并设有凸缘193、55(见图4),环形通道构件194固定到凸缘193、55,模型191固定到环形通道构件194的内侧周边。

辐条44在其内侧端固定到内侧主体60结构的每个交替的外侧端。在辐条的外侧端,辐条被固定在两个成型器191之间,这两个成型器191被紧密地布置在一起,在它们之间有一个块来接收辐条的外侧端。这样的一对线圈架在图4中用195表示。

65

每个模型19的边缘都有凸缘,并且在这些凸缘上固定有金属板覆盖物196,金属板覆盖物196向内延伸以终止

一个或一个以上

于通道构件 194 的边缘，如图所示。ES 6 和 9。模型 191 的内侧周边每个都设有 70 一对倾斜凸缘 197，并且固定到这些凸缘的是金属板覆盖物 198，其提供外侧主体结构的内侧周边。

支撑在辐条 44 上的上部圆周导向叶片 199-J^，辐条 44 在上圆周 75 之间延伸

禁止转载

10

外侧车身和内侧车身的 ery 下部圆周导向叶片 20 支撑在辐条 44 上, 辐条 44 在外侧主体和内侧主体的下周边之间延伸。导向叶片 199 位于设置在外侧主体和内侧主体之间的上周边喷嘴中, 导向叶片 280 位于设置在外侧主体和内侧主体之间的下周边喷嘴中。发散出口喷嘴 85 与上部和下部外围喷嘴连通。

如图 9 和 10 清楚所示，在模型 190 的覆盖物 196 的内侧端和模型 191 的覆盖物 193 的外侧端之间设置有槽。因此，提供了上周边槽 281 和下周边槽 202，其中安装有挡板形式的辅助气体偏转装置, 该装置可被操作以控制推进气体离开上周边喷嘴和下周边喷嘴的方向。上部槽 201 中的挡板用 203 表示，下部槽中的挡板用 204 表示。挡板由成形为圆锥截头体形状的带状金属形成，并通过图 9 和 10 所示的布置安装在外侧主体中。固定到适当间隔的模型 190 的底部的是法兰配件 205，其具有弹簧锚定法兰 206 和 207，它们分别大致垂直于挡板 203、204。拉伸弹簧 208 在凸缘 206 和挡板 203 之间延伸，拉伸弹簧 209 在挡板 204 和凸缘 207 之间延伸。挡板安装成在外侧主体上滑动，如图 10 中挡板 203 所示。挡板被开槽，如 210 所示，并且该槽包围通过螺母和螺栓组件 213 固定到凸缘 212 的套筒 211；隔板在套筒上由垫片 214 和 215 引导。

参照图 3、4 和 11，挡板由位于飞机横轴相对端的致动器 216 操作。从图 11 中可以看出，挡板 203、284 的狭槽 210 被布置成平行于飞机的纵向轴线，因此在围绕飞机周边的不同点处与垂直方向成不同角度。因此，邻近飞机的横向轴线并且在致动器 216 的附近，狭槽基本上是水平的，而邻近飞机的纵向轴线，狭槽从正面看基本上是垂直的。

挡板的最终支撑类似于中空圆锥体底部在直径稍大于圆锥体底部的球体上的支撑。如果圆锥体的顶点在给定的垂直平面内沿两个方向移动，则该平面内的圆锥体底部将相对于球体垂直移动，而圆锥体底部在包含圆锥体顶点并垂直于圆锥体顶点移动平面的垂直平面内的部分将不会相对于球体垂直移动。通过向后和向前移动挡板 203、204 上靠近飞机横轴端部的点，可以控制挡板伸入上部和下部外围喷嘴的程度。现在参考图 4，邻近致动器 216，挡板 203、204 通过带 217 固定在一起。致动器 216 的一端在 218 处枢转地固定到一对成形器 191 上，并且致动器的压头在 219 处固定到带 217 上。另一个致动器以类似的方式布置，并且致动器的操作将如上所述摇动挡板。挡板 203、204 构成第二气体偏转装置。

主气体偏转装置布置在内侧主体的肋的外侧端处的上和下圆角腹板 77 和 78 中的槽 79 和 8 中，并且包括上挡板 220 和下挡板 221，每个挡板形成成为中空圆柱的平截头体

德。突出到气体置换通道中的挡板的边缘具有尖锐的边缘，如所示

222. 间隔。围绕飞机周边的间隔上挡板 220 由弹性条 223 支撑，弹性条 223 通过凸缘 224(见图 9 和 11)在其内侧端固定到金属板外壳 87 上。在与弹性条对齐的间隔位置

223, fine 挡板 220、221 通过带 225 连接在一起。每个条带 225 的下端固定到具有第二臂 2266 的曲拐 226 的上臂 226a 上，该曲拐在一对支撑肋 228 之间的 227 处枢转。从图 3 中可以清楚地看到支撑肋的位置；它们被置于内侧主体结构的两个相邻肋的外侧端之间。参照图 7 描述的缆索 188 的外侧端连接到双臂曲柄的臂 2266 的下端。支架 229 固定在支撑肋 228 的下部之间，拉簧 230 插在每个带 225 的下端和每个支架 229 上的凸耳 231 之间。可以看出。弹簧 230 倾向于将挡板 220、221 拉到它们的最低位置，使得挡板 22 突出到气体置换通道中，并且挡板 221 缩回到狭槽 80 中。导向叶片 232 设置在排出通道的外侧端，以将向外流动的推进气体引导到向外发散的出口喷嘴 86 中。

现在参考图 3、4、5 和 11，飞机在邻近出口喷嘴的气体置换通道中设有两组枢转安装的舵叶。每组叶片包括以 233 表示的八个单独的叶片，这些叶片布置成两组，每组四个，每组布置在内侧主体结构的两个相邻肋之间。每组叶片的上端通过短连杆连接到主连杆 234，主连杆 234 又连接到致动器 236 的推杆 235。致动器可枢转地安装在内侧主体结构的肋上，并包括倾向于将带舵叶片居于径向位置的弹簧。致动器 236 的操作使叶片 233 枢转，以控制推进气体离开安装有叶片的气体置换通道的两个部分的方向。方向舵叶片安装在飞机纵轴每侧的相应位置上，叶片布置在横向的正后方。飞机轴线。

外侧机身结构中的挡板(第二气体偏转装置)、内侧机身结构中的挡板(第一气体偏转装置)和方向舵叶片都由图 11 中 237 所示的控制柱控制，并在图 12 和 13 中详细示出，现在参考图 12 和 13。“控制栏”当然在控制之下。并且位于飞行员的驾驶舱 95 中。驾驶舱的地板用 238 表示，控制柱部分地包裹在从地板 238 直立的护罩 239 中。控制柱本身包括上套筒 24，该上套筒 24 在护罩 239 上方延伸，并在其下端固定到下套筒 241，即下部。下套筒的端部固定在地板 238 上。已安装。在上套筒 240' 内是一个外万向环 242 和一个内万向环 243，这些万向环在图 13 中清楚地示出。内万向环由外万向环支撑在轴 244 上；由轴 245 支撑在内部万向环内的是双壁套筒 246。套管 246 的双壁之间的空间提供了增压室 247，通过导管 248 向该增压室供应高压空气，该导管 248 连接到双套管外壁中的接头。并穿过上套筒 240 中的狭槽 249。三个文丘里喷嘴 251a、251b 和 251c 固定在封闭双套筒下端的圆盘

250 中。三个喷嘴

其上游通向增压室 247 的内排气管 252。喷嘴的外壳围绕内部堆叠管 252，并且具有比内部堆叠管更大的横截面积。导管 253 在它们的一端连接到内管组下端上方的喷嘴外壳上。导管的另一端连接到致动器 176、178 和 179，如图 11a 和 13 A 所示

3 回到图 12，下套筒 241 带有一个

邻近其上游的轴承 254，该轴承由腹板 255 支撑。弹性杆 256 可旋转地安装在轴承中，该弹性杆从轴承向上和向下突出。杆上套有手柄 257，柔性波纹管 258 将上套筒 240 的上端连接到手柄 257 的下端。在其下端，杆带有凸轮 259，凸轮 259 与舌状物 260' 共同作用，舌状物 260' 在 261 处枢转到基板 262。可调弹簧柱塞 263、20 264 和 265 作用在舌片和凸轮上，将舌片和凸轮偏置在中心位置，并且提供可调止动件 266 来限制柱塞 265 在一个方向上的运动，并为凸轮提供可调基准。安装在底板 262 上的直立凸耳 267 中的是相对的 25 个文丘里喷嘴 268。这些喷嘴中的每一个的构造类似于上述喷嘴 251。因此，高压空气通过导管 269 进入喷嘴，喷嘴外壳中的压力通过导管 270 连通，导管 270 连接到方向舵致动器 236，如图 11 所示。

在轴承 254 上方，杆 256 承载圆形板 271；压缩弹簧 272 介于密封双壁套管 246 底部的圆盘 250 和板 271 之间。双壁套筒 246 由中空套筒 273 向上延伸，中空套筒 273 与偏心凸轮 274 和 275 共同作用。凸轮 274 容纳在支撑在上套筒 24 的外表面上的轴承 276 中，凸轮 40 2-75 支撑在类似的轴承 277 中。凸轮通过上套筒 240 中的狭槽 278 伸出，并且套筒 273 通过板簧 279 保持与凸轮接触。

凸轮由手轮 280 和 281 遥控操作，手轮 280 和 281 在飞行员座舱内彼此成直角布置，并且在飞行员方便触及的范围内。柔性电缆控制将手轮连接到凸轮上，每个手轮和凸轮都是相似的。手轮 280 设有由凸缘 283 支撑的套筒轴承 282。手轮还带有螺纹轴 284，该螺纹轴 284 容纳在滑动块 285 的内螺纹孔中。可滑动块连接到内部柔性电缆 286 的一端，电缆的外部部分 55 由 287 表示，由 288 锚定。外部线缆 287 的另一端通过配件 289 锚定到套管 24，配件 289 在 290 处开槽以暴露内部线缆 286。内部线缆是绕线的，以产生蜗杆的效果，并且它与承载在轴承 276 中的前进蜗轮 291 啮合，蜗轮连接到凸轮 274。手轮 28 的旋转使内缆索 286 在外缆索 287 内移动，从而旋转蜗轮 291 和凸轮 274。以类似的方式，手轮 281 的旋转 65 旋转凸轮 275。通过旋转手轮 28 和 281，可以对双壁套筒 246 在其万向支架中的位置进行微调，因为轮子 274 和 275 彼此成直角。

控制柱包括两个弹簧加载的按钮开关 292 和 293，它们通过导线 294 连接到位于转子轴顶部的致动器 166。只要向按钮 292 施加压力，致动器 166 将被促使提升杆 169。相反，按钮 293 上的压力将导致致动器

are spaced around the axis of the sleeve at 120° intervals

75725346

一英尺

¹³.tor 降低杆 169, 但是一旦按钮释放压力, 杆将停止移动。控制柱还带有通过导线 296 连接到致动器 216 的开关 295。开关 295 的操作操作致动器 216 以移动外侧主体中的挡板 203、204。

参照图 1 和 6, 飞机配备有三轮车底盘, 该底盘包括由支腿 298 支撑的脚轮 297。每个支腿具有固定到下蒙皮 42 的下凸缘 298a 和通过上安装件 299 固定到主肋的圆柱形外壳 298b。透明顶盖 30 在飞行员和观察者的驾驶舱上方延伸, 皮托管头吊杆 301 从飞机的前部延伸。

图 14、15 和 16 示出了参照图 1 至 13 描述的飞机的改型。除了一个方面之外, 改进形式的飞机的内侧机身结构的构造与参照图 1 至 13 描述的相同。并入第二架飞机的一个改进涉及并入外侧机身结构的二次气体偏转装置。

基本上, 图 14 和 15 所示的舷外主体结构的主要结构与此前所述的相同。因此, 存在一系列与上文所述相同形状的外侧成型件 19, 并且成型件被金属板 196 覆盖, 金属板 196 向内延伸到通道构件 194 的内侧边缘。此外, 有多个内侧成形器 191, 它们被金属板 197 覆盖。如前所述, 覆盖物 197 的外侧边缘与覆盖物 196 的内侧边缘间隔开, 以提供上狭槽 201 和下狭槽 202。然而, 在这种改进的结构中, 没有挡板安装在槽 201、202 中, 也没有用于挡板的致动器。代替挡板, 外侧主体结构的内侧周边设置有多 25 个围绕整个内侧周边等距间隔的气体入口 302。在覆盖物 197 的内侧部分和在 304 处被切掉的模型 191 的内侧边缘之间有一个圆周空间 303。闭塞装置可在邻近飞行器后部的外侧机身结构的一部分中的空间 303 中移动, 该闭塞装置包括由致动器 306 操作的滑块 305。

如图 16 所示, 有三个致动器 306, 它们可枢转地安装到外侧主体结构上, 并沿着滑块 305 间隔开, 滑块 305 弯曲成与外侧主体结构的曲率一致。每个致动器 306 具有一个推杆 307, 该推杆可枢转地安装在一对连杆 308 之间, 连杆 308 又可绕轴线 309 枢转地安装在外侧车身结构上。35 连杆 308 的内侧端固定到滑动件 395 上, 滑动件 395 设有多个孔 310, 孔 310 间隔开的距离等于覆盖物 197 中气体入口 302 之间的距离。滑块 305 可以由致动器 306 移动, 使得滑块中的孔 310 与盖 197 中的气体入口 302 对齐, 或者滑块可以移动到关闭外侧主体结构后部中的气体入口 40 的位置。当孔 310 与气体入口 302 对齐时, 推进气体进入气体入口, 被通道构件 194 改变方向, 并通过狭槽 201 和 202 被选择。如参照图 12 所述, 致动器 306 通过开关 295 从飞行员的控制柱 237 操作, 开关 295 通过导线 311 45 连接到致动器。改型飞机的控制系统在其他方面与针对飞机的第一实施例描述的控制系

统相同。内侧机身结构的改进包括一个向下的、环形排列的、稳定的左机翼。皮肤点 42 of the -Jr craft? 参考。要想了 50

图 18 和 18A 示出了控制系统的修改形式, 其中直角枢转连杆或曲拐 350 插入连杆 184 和 T 形件 187 之间, 缆索 188 的内侧端连接到 T 形件 187。每个钟形曲柄具有两个臂, 一个臂 351 在其自由端枢转地连接到连杆 184 上, 另一个臂 352 在 353 处向上弯曲, 以越过相邻钟形曲柄 5 35 的臂 351。每个钟形曲柄 350 枢转地安装在凸耳 354 中, 凸耳 354 固定到一个径向腹板 48 上, 径向腹板 48 在壁 47 的内表面和基座铸件 142 之间延伸。

很明显, 这种布置是这样的, 如果控制轴 163 在给定的方向上移动, 而不是缆索 188 在那个方向上向外移动, 与那个方向顺时针成 90° 的缆索 188 将向外移动, 相对的缆索将向内移动。这种布置对飞机响应的影响将在下文中描述, 但是在所有其他方面, 图 18 和 18A 所示的控制系统与参考图 1 至 13 的飞机所描述的相同。

现在参考图 19、20 和 21, 所示的本发明的实施例与图 1 至 13 所示的本发明的实施例的不同之处在于外侧主体结构的构造和辅助气体偏转装置的布置。

参照图 21, 外侧主体结构由一系列径向布置的模型制成, 这些模型以类似于本发明其他实施例中所述的方式覆盖有金属板覆盖物, 尽管提供外部主体结构的骨架的模型在形状上与前述的有些不同。提供外部主体前部骨架的模型具有 317 所示的形状, 而提供外部主体后部骨架的模型具有 318 所示的形状。模型 317 具有相对较宽的中心部分, 该中心部分向上和向下向上和向下向上和向下逐渐变细。模型 318 的上部与模型 317 相似, 但终止于模型 317 的下边缘上方的下边缘 319。

解 14^, 一个内心深处的

^ILsis-provided

14

以将流过气体置换通道的一些气体偏转到皮肤 42 中的喷嘴槽 313。唇缘在内侧主体结构的每对相邻肋之间延伸, 然而, 唇缘 312 和槽 313 在肋之间中断, 肋限定了发动机的进气通道。因此, 参考图 14A 将显示在发动机 73 的进气口中没有槽 313 或内唇 312。提供外唇缘 314 来引导气体稍微向内穿过狭槽 313。唇缘 314 是连续的, 并且在进气口下方不中断。流过气体置换通道的一些推进气体将被唇缘 312 偏转, 以穿过向下指向的稳定喷嘴 313, 其目的将在下文中描述。

图 17 和 17A 显示了图 1 至 13 所示飞机的一个稍有改进的控制系统。在结构上, 该修改相当于省略了连杆 184。185, 参见图 7。在图 17 和 17A 中, 缆索 188 的内侧端成三组连接到丁字件 315, 丁字件的内侧端通过挂钩 316 直接连接到钟形曲柄 183 的下端。这种改进的结构对飞机响应的影响将在下文中描述, 但是可以看出, 如果控制轴的下端在给定的方向上移动, 位于该方向上的缆绳 188 将向外移动, 而相对的缆绳将向内移动。在所有其他方面, 图 17 和 17A 所示的控制系统与参照图 1 至 13 的飞机所描述的相同。

外体的前部围绕飞机周边的主要部分延伸,并在飞机中心对着大约 253° 的角度,而后部围绕飞机中心对着 107° 的弧形延伸(见图 20)。

模型 317 的外侧边缘覆盖有金属片覆盖物 320,并且它们的内侧边缘覆盖有金属片覆盖物 321。模型 318 的外侧边缘覆盖有金属片覆盖物 322,并且它们的内侧边缘覆盖有金属片覆盖物 323。覆盖物 321、323 的上部的内侧表面提供固定的导向装置,该导向装置引导推进气体以大致向上和向内的方向穿过上部外围喷嘴。以类似的方式,覆盖物 321 的下部提供固定的引导装置,该引导装置引导气体大致向下和向内流过下部外围喷嘴的前部。一系列以端对端关系布置的折板 324 枢转地连接到外侧主体结构后部的下边缘 319。从图 20 可以看出,有八个襟翼,每个襟翼的周向长度等于内侧机身结构上三个肋之间的距离。每个襟翼都是双壁结构,在 325° 处呈碟形。通过绕外侧主体结构后部的下边缘 3' 19 上的枢轴安装件摆动,襟翼可在图 21 中实线所示的第一位置和图 21 中虚线所示的第二位置之间移动。襟翼由一系列致动器摇动,每个襟翼配有一个致动器。致动器以 326 表示,并且在其上端以 327 枢转地连接到内侧主体结构。每一个致动器都设有一个推杆 328,该推杆 328 延伸穿过下周边喷嘴并可枢转地连接到其上。位于间隔开的凸耳 329 之间的挡板 324 基本上位于挡板下边缘的中心。闸板 328 穿过内侧主体结构的覆盖物中的孔 330。应当理解,当致动器 326 被操作时,襟翼在它们的第一和第二位置之间摆动,并且在襟翼运动期间,致动器将围绕枢转点 327 枢转。孔 330 的直径大于柱塞 328 的直径,因为在襟翼运动过程中,柱塞将横向往于孔运动。致动器被提供有从发动机的压缩机排出的压缩空气,并且由电-气动阀(未示出)操作,该电-气动阀由飞行员控制柱上的开关 295 控制。

外侧主体结构通过辐条 44 保持与出口喷嘴 86 并置间隔开的关系,其方式类似于上文针对本发明的其他实施例所述的方式,然而应当注意,在本发明的该实施例中省略了导向叶片 199 和 200。由挡板 220、221 及其相关操作机构组成的主要气体偏转装置与先前公开的相同。

现在将描述图 1 至 13 的飞机的各种部件的功能。当燃气涡轮发动机 72、73 和 74 投入运行时,它们将把燃烧产物排入“塔斯克”歧管 119、120、121。高速流过这些歧管的气体将被向下引导通过歧管中的槽 123,然后将通过导向叶片 128 进入由转子外周上的叶片 157 构成的叶尖涡轮。在离开涡轮机之后,气体将穿过导向叶片 137 和壁 138 之间的排气箱,并且除了邻近发动机进气通道的排气箱之外,将被排放到如图 6B 所示的气体置换通道中,并且将沿着通道向外流动。在排气箱位于发动机进气通道上方的位置,如图 6A 所示,废气被偏转壁 68、68a 和 68b 偏转,使得废气进入径向邻近进气通道的气体置换通道部分

5 个发动机进气通道。

通过由叶片 157 构成的涡轮机的高速气体流导致转子 45 旋转,从而推动空气在结构内并沿着设置在径向肋之间的气体排出通道流动,使得空气被挤出向外发散的出口喷嘴 86。因此,除了邻近发动机进气口的位置之外,空气沿着气体置换通道的扇形向外流动,由叶片 232 引导进入向外发散的出口 15 喷嘴 86,然后穿过设置在外侧主体结构和内侧主体结构之间的上部 and 下部外围喷嘴中的一个或两个。如图 6A 所示,相邻肋之间的空间通向发动机的进气口,空气从肋之间流出,并由叶片 69a、76a、71a 引导,进入弯管 117,然后进入发动机。因此,一旦转子开始旋转,空气将通过转子的推动作用被迫进入发动机。

挡板 220、221 在内侧主体结构的肋的外侧端处的上部和下部弧形腹板的狭槽 79 和 89 中的运动将控制穿过气体置换通道的气体离开出口喷嘴 86 的方向。如果

30 挡板 220、221 以相等的量突出到气体置换通道中,那么气体将趋向于径向向外通过,直到它被外侧主体结构偏转。如果挡板 22 比挡板 221 更突出到气体置换通道中,那么推进

气体将倾向于向下偏转以穿过内侧和外侧主体结构之间的下部外围喷嘴,并且穿过下部外围喷嘴的气体将多于穿过上部外围喷嘴的气体。相反,如果挡板 221 突出到

40 气体置换通道-推进气体将比挡板 220 更多地穿过内侧和外侧主体结构之间的上部外围喷嘴,并且更多的气体将穿过上部

5 喷嘴比通过下喷嘴。应当理解,挡板 220、221 借助于条带 225 一起移动,并且通过钟形曲柄 226 的作用由缆线 188 的移动来控制,条带 225 和缆线 188 连接到钟形曲柄的臂上

50 连接。挡板 220、221 因此可以被操作以在上和下周边喷嘴之间分配推进气体流。

推进气体的偏转归因于柯恩达效应。(关于柯恩达效应的解释和讨论,见前述申请序列号 55/684, 615。)(因此,假设挡板 220 突出到气体置换通道中,并且挡板 221 从通道中缩回,通过挡板 220 的突出将导致流过通道的气体从构成通道上壁的表皮 87 “脱离”。然而,气体的主要部分将平滑地流过气体置换通道的下壁,并且将由于柯恩达 65 效应而遵循附接到下圆角腹板 78 的蒙皮的轮廓,并且将向外和向下流动以穿过下周边喷嘴。挡板 220 的效果由从槽 79 流出的引导气流辅助。冲击在挡板 220 的内侧表面上的一些推进气体被挡板 70 引导到相邻肋的上弧形腹板 77 之间的腔室中。除了槽 79 之外,这些腔室是完全封闭的,因此气体被迫从腔室通过槽 79 沿着挡板 220 的外侧表面流动,因为气体置换通道中的压力在位置上较小

禁止转载

17

挡板外的位置比挡板内的位置大。

相反，如果挡板 221 突出到气体置换通道和挡板 220 中；被缩回，则气体的主要部分从气体置换通道的下壁脱离，并且由于柯恩达效应而倾向于向上并向外绕过附接到肋的上圆角腹板 78 的表皮，因此穿过上周边喷嘴。一些推进气体间的空间，并在挡板 221 的外侧表面附近喷射，以帮助引导剩余的推进气体。

可以看出，通过挡板 220-221 的操作，可以控制从涡轮机流过上部和下部外围喷嘴的空气和废气的量。也就是说，挡板 220、221 的操作在上和下周边喷嘴之间分配推进气流。

外侧主体中的挡板 203、204 可被操作以帮助穿过上部和下部分围喷嘴的气体偏转。在挡板 203、204 从外侧主体的表面突出的地方，它们将导致气流从外侧主体表面脱离，并且将帮助气体跟随上和下半径腹板 77 和 78 的曲率。从图 9 中可以看出，在飞机前部的挡板 203、204 完全伸入上部和下部分围喷嘴，而在飞机后部，挡板完全缩回。如果致动器 216 被操作以向前移动挡板 203、204，那么外部主体的前部中的挡板将被缩回，并且外部主体的后部中的挡板将被突出，并且如果致动器被充分移动，挡板将呈现出它们围绕飞机的整个周边均匀突出的位置。如上所述，致动器 216 由飞行员的控制柱通过开关 295 直接控制。

现在回到构成主要气体偏转装置的挡板 220、221，这些挡板可以通过致动器 166 一致地操作，即，在围绕飞机周边的所有点处达到相等的程度。如果致动器被操作以提升杆 169，那么曲拐 183 通过它们的内侧端与杆 169 的蘑菇头 171 的共同作用而枢转。钟形曲柄将所有的岩石都转动到相同的程度，并将连杆 185 向内拉至相同的程度。连杆 185 将依次将丁字件 187 向内移动到相等的程度，这将向内移动曲拐 226 的下臂 226b。钟形曲柄 226 的下臂向内的运动将提升上臂 226a，并将导致上挡板 229 缩回到狭槽 79 中，并且下挡板 221 从狭槽 89 突出。相反，如果致动器 166 被操作以降低杆 169，弹簧 230 将向外拉动缆线 188，并且挡板 229 将从狭槽 79 突出，而挡板 221 将缩回到狭槽 89 中。挡板 229、221 在致动器 166 的影响下的运动在飞机的整个周边上是相等的，并且与挡板的摇摆运动不同，这将在下文中描述。

现在参考图 7，控制轴 163 在垂直轴 146 的上端固定到隔膜 169，并且控制轴的上端通过隔膜 161 连接到套筒 147 的上端，转子安装在套筒 147 上。如果转子现在围绕球形轴承 148 倾斜，它将向控制轴 163 的上端施加力。

18

膜片 160，并且控制轴将从其中心位置偏转，如图 7 所示。

因此，如果转子从其中性位置向后倾斜，控制轴 163 的下端将向前移动，并且这样的移动将影响电缆 188 和主气体偏转装置，主气体偏转装置包括与其连接的挡板 220、221。所有的缆索都将在一定程度上被移动，但是受影响最大的缆索将是那些连接到位于或最接近控制轴运动平面上的连杆 184 上的缆索。

作为参考，假设飞机的纵轴位于南北方向，并且飞机面向北方(见图 28 和 29)。使用这些参考轴，当转子从其中间位置向后倾斜时，控制轴的下端将从其中心位置移动到该北方，并且转子已经向南方倾斜。包含对应于转子中性和倾斜位置的转子旋转轴位置的平面是南北平面。受控制轴下端向北运动影响最大的缆索 188 是那些通过连杆 185 和丁字件 187 连接到位于或最接近南北平面的连杆 184 上的缆索。控制轴 163 下端以北的连杆 184 将向外移动，而控制轴下端以南的连杆 184 将向内移动。

连杆 185 的尺寸和布置使得受控制轴在任何给定方向上的运动影响最大的缆线 188 将在顺时针方向上，即在转子的旋转方向上，相对于包含对应于转子的中性和倾斜位置的旋转轴线的两个位置的平面向前进 20° 的相位角，在本例中，垂直平面包含如上所述的南北轴线。因此，挡板 220、221 的受控制轴下端的北移影响最大的部分将位于北以东 20° 和南以西 20° 的垂直平面附近，即从包含所述两个旋转轴位置的南北平面向前进 20° 的平面。为了方便起见，这个高级平面被称为控制平面(见图 28)。

所有电缆 188 将通过控制轴的移动而移动到不同的程度。移动到最大范围的电缆将与控制平面相邻，移动到最小范围的电缆将与垂直于控制平面的平面相邻。

由图 28 中的线 409 指示的扇区中的电缆 188 将向外移动，并且移动最多的电缆将是那些与控制平面相邻的电缆。当缆绳向外移动时，扇形中的挡板将向下移动(见图 29)，因此推进气体将倾向于流过上周边喷嘴，而不是上周边喷嘴，因此将在飞机的相关扇形上提供向上的反作用力。

在图 28 中由线 401 60 表示的扇区中的所有电缆将向内移动，使得该扇区中的挡板 220、221 将向上移动(见图 29)，并且推进气体将优先于下部外围喷嘴流过上部外围喷嘴。挡板的最大移动将在控制平面内。图 25 显示了气体偏转装置施加的抬头力矩的一般气流模式。

由于向前移动控制轴 70 的下端，飞机受到一个力矩，该力矩可以认为是作用在控制平面上的力偶。这种耦合可以分解成两个部分，即南北平面上的一个对飞机施加俯仰力矩的部分和东西平面上的一个施加滚转力矩的直径为 75 的部分

它将绕直径 7 提供的支点转动

一个或一个以上

19 20
去飞机那里。如果相角指定为 α ，那么第一个分量将与余弦 α 成比例，第二个分量将与正弦 α 成比例。

此外，当旋翼在飞机内倾斜时，第一分量将放大旋翼施加到飞机上的回转耦合，第二分量将与飞机获得的旋转速度相反，这将导致旋翼从其中间位置倾斜。这将在下文参照图 17、17A、18 和 18A 进行更详细的解释。

控制轴 163 的运动可以开始。通过操作由飞行员控制杆控制的致动器 176、178 和 179。

如上所述，每个致动器 176、178 和 179 通过导管 253 连接到喷嘴 251 之一。相关联的喷嘴和致动器的相对位置是 90° 异相，如现在将要描述的。因此。参见图 13 和 13A，可以看出喷嘴 251a 位于箭头所示的飞机纵轴上。喷嘴 251a 连接到致动器 176，从图 3 中可以看出，致动器 176 位于飞机的横轴上，并且在顺时针方向上，比喷嘴 251a 提前 90° 。类似地，喷嘴 251b 连接到致动器 178。从图 13A 可以看出，顺时针方向比喷嘴提前 90° 。最后，喷嘴 251c 连接到致动器 179，该致动器在顺时针方向上比喷嘴提前 90° 。

致动器 176、178 和 179 因变化而操作。导管 253 中的压力。如前所述。上图。双壁套筒 246 中的增压室 247 设有从燃气涡轮发动机的压缩机中排出的高压空气。该高压空气流过每个喷嘴 251 的内排气管 252，并且由于板 271 的存在，保持每个导管 253 中的压力。如果板 271(见图 12)与每个喷嘴间隔相等的距离，则每个导管 253 中产生的压力相等。现在假设当板是水平的时，板 271 与喷嘴 251 等距，飞行员向后拉动手柄 257。杆 256 将在轴承 254 上方弯曲，并且板 271 将倾斜，使得它将远离喷嘴 251a，并且将朝向喷嘴 251b 和 251c 移动。结果，连接到喷嘴 251a 的导管 253 中的压力将降低，并且其它两个导管中的压力将增加。由于喷嘴 251 的减少。并且板 271 可以通过致动器 176、178 和 179 相应地微调控制轴 163 的位置来获得。

如上所述，方向舵致动器 236 连接到导管 270，导管 270 通向与控制柱底部的舌状物 260 相关联的喷嘴 268。如果飞行员转动手柄 257，舌状物 260 被凸轮 259 移动，从而它移动靠近一个喷嘴 268 并远离另一个喷嘴。因此，通过移动舌状物 260，导管 270 中的相对压力可以变化，并且从图 11 中可以看出，每个导管 270 连接到每个致动器 235，但是在致动器之间，导管交叉，使得舵叶向内。两组都将以相同的顺时针或逆时针方向移动。

由此可见，飞行员可以通过旋转手柄 15 257 来控制飞机的偏航。

飞机可被认为具有机身结构和在该结构内提供推进气体的发动机装置，发动机装置包括转子 45 和燃气涡轮发动机 72、73、74。飞行器具有出口喷嘴 86，出口喷嘴 86 被布置成在围绕主体结构的周边分布的多个位置处排放推进气体。主气体偏转装置与喷嘴相关联，并且可操作以在出口喷嘴排出推进气体的多个位置中的任何选定位置可变地控制从喷嘴 86 排出的推进气体的流动特性 23。转子 45 包括可绕旋转轴线旋转的陀螺仪，并且该陀螺仪相对于机身结构具有中性位置 30，当飞机水平时，中性位置是转子水平，并且旋转轴线垂直且平行，在该特定飞机中，与飞机的偏航轴线重合。在所有的图中，除了图 29 之外， 35° 转子都显示在其中间位置。

通过钟形曲柄 226 和缆索 188 起作用的弹簧 230 提供了将转子偏压到其在车身结构内的中间位置的装置，尽管它们允许转子相对于车身结构 40 移动。弹簧 230 和电缆 188 也导致转子从初始稳定状态倾斜。当旋翼处于所述初始位置时，当飞行器获得绕垂直于自旋轴的旋转轴的旋转速度时的位置。因此，举一个例子，假设旋翼在其中性位置旋转，该中性位置可以被认为是初始稳态位置，其自旋轴是垂直的，那么，如果飞机获得绕垂直于所述自旋轴的旋转轴的旋转速度，在这个例子中，绕水平轴，将导致旋翼 50° 。借助于弹簧 230 和电缆 188 从其原始位置倾斜。

缆绳 188 及其相关联的链节 184、185 位于其内侧端。带有曲拐 226。在其外侧端构成一个连接系统。55 置于由转子构成的陀螺仪和初级气体偏转装置之间。由挡板构成。220，211。此外，连杆系统以由 60° 转子的倾斜位置确定的方式操作挡板，如参考图 28 所述。电缆 188 从控制轴 163 向外辐射，并构成独立的连杆。链接系统，可以看出，各个链接可以被认为可操作地耦合到气体偏转装置的相关部分，这些部分围绕外围间隔开。而且，系统的 65 个环节。其可操作地连接到气体的外围相对部分。偏转装置通过在其内侧连接而相互连接。结束。连接到控制轴 163。

参考图 28 和 29，对于任何给定的倾斜 $7g$ 。气体偏转装置的相对外围部分，位于控制平面附近。被操作。控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于该平面在转子 75 的旋转方向上前进相位角 α ，在这种情况下为 20°

禁止转载

喷嘴 251a 中的压力。致动器 176 中的压力将降低，并且其它两个致动器中的压力也将降低。178、179 将由于压力的增加而增加。它们相关的喷嘴 251b 和 251c。由于这些变化。在压力下，致动器将向控制轴施加力，倾向于将其下端朝向致动器 176 移动，即在与飞行员第一次移动手柄 257 的方向成 90° 的方向上移动。类似地，由致动器 176、178 和 179 施加到控制轴上的任何力都作用在前进 90° 的方向上。顺时针方向，从。飞行员移动他的手柄 257 的方向，这样如果飞行员向左移动手柄 257，施加在他身上的力。由致动器 176、178 和 179 驱动的控制轴将会向前移动。

手轮 280、281 可用于通过提供喷嘴 251 相对于板 271 的位置的微调来调整飞机。通过凸轮 274 和 275 的旋转，套筒 273 连同相关联的双壁套筒 246 和喷嘴

5 月 251 日。是。已调整。大约两个轴，在右边。天使。如此好。调节出口之间的距离



21 22

包含对应于转子的中性和倾斜位置的自旋轴位置。因此在图 28 中，包含对应于转子的中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面是南北平面，并且控制平面相对于南北平面顺时针前进 20° ，即在转子的旋转方向上。由转子倾斜操作的气体偏转装置的相对外围部分由图 28 中的扇区 400 和 401 表示。

现在参考图 14、15 和 16，其中所示的飞机控制系统的功能与图 1 至 13 所示的飞机的功能相同，除了滑动件 305 的操作代替了第一实施例的挡板 203 和 204 的操作。当侧面 305 处于其孔 310 与外侧机身结构中的气体入口 302 对齐的位置时，推进气体进入气体入口 302，并被通道构件 194 偏转，使得气体以引导流的形式从槽 201 和 202 围绕飞机的外围流出。从图 15 中可以看出，气体将以具有向内指向的速度分量的流的形式流出，并且这些流将有助于从出口喷嘴 86 排出的推进气体围绕上部和下部弧形腹板 77、78 以及导向叶片 199 和 200 流动。流经每个上部或下部外围喷嘴的总推进气体的比例将由主气体偏转装置，即由挡板 220' 和 221，以类似于图 1 至 13 所示的飞行器所述的方式来控制。

如果滑动件 305 被移动，使得外部主体后部的气体入口 3-02 被滑动件关闭，那么飞行器后部周围的推进气体将被阻止进入气体入口 302。在这些情况下，从围绕飞机后部的出口喷嘴 86 径向向外移动的气体将撞击外侧机身结构的后部，将分开并流过外侧机身结构的上表面和下表面。

如图 17 和 17A 所示的本发明实施例中的各种控制器的功能与参考图 1 至 13 所示的飞机的类似控制器相同。然而，由于省略了连杆 185，控制系统的相位角为 0° ，即对于给定的转子倾斜，挡板 220、221 的部分最受影响的控制平面将与包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面重合。

因此，参考图 28，假设转子从中立位置向南倾斜，控制轴的下端将向北移动。如前所述，南北平面将包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置。然而，由于缆绳的内侧端直接连接到连杆 184，控制平面也将是南北平面，即包含旋翼的中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面。

飞机将受到一个力矩，如前所述，该力矩可分解为两个分量，南北平面上的第一个分量对飞机施加俯仰力矩，东西平面上的第二个分量对飞机施加滚转力矩。然而，由于在这种情况下相位角为 0 ，并且由于第一分量与相位角的余弦成比例，而第二分量与相位角的正弦成比例，因此，第二分量将为零，因此时刻即将到来。控制平面。/，这一刻？！

通过飞机内旋翼的倾斜来放大应用于飞机的陀螺耦合。因此，当旋翼向南倾斜时，它会向飞机施加一个力矩，使飞机机头向上倾斜。挡板 229、221 的最终运动将在飞机的前部缩回挡板 221 并推进挡板 220，在飞机的后部缩回挡板 220 并推进挡板 221。因此，飞机将被给予一个机头朝上的俯仰力矩，正如将要看到的，该力矩放大了由于飞机内的旋翼俯仰而施加给飞机的机头朝上的俯仰力矩。通过旋翼的俯仰作用施加到飞行器上的回转耦合通过弹簧 230 施加到飞行器上。

各种控件的功能在”

图 18 和 18A 中所示的部件是参照图 1 至 13 中所示的飞行器描述的类似控制装置。然而，在 URES 18、18A 中，控制系统的相位角是 90° ，使得系统的控制平面在转子的旋转方向上前进 90° 。因此，由于直角连杆 350 的插入，如果转子向南倾斜并且控制轴的下端向北移动，则向东的线缆 188 将向外移动，向西的线缆 188 将向内移动。结果，挡板 220、221 将被操作以向飞机施加围绕其纵轴的滚动力矩，当从后面观察时，倾向于逆时针方向滚动飞机。如果当从后面观察时，飞机达到倾向于使其绕其纵轴顺时针方向旋转的旋转速度，则可能导致旋翼向南倾斜。因此，可以看出，施加到飞机上的力矩与飞机获得的旋转速度直接相反。应用于飞机的力偶可以分解成与相角的余弦和相角的正弦成比例的两个分量，这一说法仍然成立。然而，由于相位角为 90° ，与角度余弦成比例的分量为零，并且只有倾向于使飞机滚动并直接与飞机获得的旋转速度相反的分量实际上施加到飞机上。

图 19、20 和 21 所示的飞机控制系统的功能与图 1 至 13 所示的飞机控制系统的功能相同，除了襟翼 324 的操作代替了图 1 至 13 所示飞机的挡板 203、204 的操作。

当挡板 324 处于它们的第一位置时(在图 21 中用 55 条实线示出)，由于主气体偏转装置的操作，通过下部外围喷嘴流出的气体将被基本上向内和向下引导。相反，由于主气体偏转装置 60 的操作，通过上部外围喷嘴流出的气体将大致向内和向上偏转。如果现在襟翼 324 移动到它们的第二位置(在图 21 中以虚线示出)，从下部外围喷嘴的前部发出的推进气体仍将大致向内和向下引导。然而，从下部外围喷管后部排出的气体通常向下和向外通过，并给飞机一个向前和向上的推力。

现在将描述图 1 至 13 中描述的飞机 70 的实施例的操作。飞机能够垂直起飞和降落，并在上升到所需高度后向前飞行。飞机上有一个由飞行员控制的控制系统，而且？75 用自动控制系统减少潜水员-

23. 24

受到扰动时飞机的会聚，扰动使飞机绕垂直于旋翼旋转轴的旋转轴旋转。控制系统减小了飞机在横摇或纵摇力矩，即倾向于给飞机施加倾斜速率的力矩时的发散。

当燃气涡轮发动机 72、73、74 启动时，空气。并且废气沿着气体置换通道向外流动，通过出口喷嘴，并且根据主气体偏转装置的位置，通过上部和下部外围喷嘴中的一个或两个..为了取出，控制器被设置在这样的位置，即第二气体偏转装置，i. e.那个。挡板 203、204 围绕飞机的整个外围均匀地伸入上下外围喷嘴。主气体偏转装置被操作以将基本上全部的推进气体转向通过下部。外围喷嘴，为此。操作致动器 166 将挡板 221 缩回到槽 80 中，并将挡板 220 从槽 79 中伸出。推进气体因此向外流动。气体置换通道，但是其沿着通道上壁的流动被挡板 220 的突出中断。气体向下流动。向内通过下部外围喷嘴。由于柯恩达效应，气体倾向于沿着导向叶片 20-0 流动，并且沿着内侧主体结构的肋的下半径腹板 78 的覆盖物流动。挡板 204 的突出有助于这种向下和向内的流动，挡板 204 中断了气体沿着外侧主体结构的下表面的流动。。空气被通过下周边喷嘴的推进气流引导流过上周边喷嘴，这种被引导的空气流由图 22 中的箭头表示。和 23，并加入主气流以略微增加其推力。

流动的一般模式如图 22 所示，从图中可以看出气体向内和向下流动，直到它靠近地面。巨大的卷发。通过这种控制设置，已经发现，当飞机靠近地面时，从飞机喷出的气体形成向下移动的管状帘幕，为着陆和起飞提供推力增强。当飞机靠近地面时，这种推力的增加被称为“地面缓冲效应”，是通过上述向下移动的管状气幕获得的。

如图 23 所示，当飞机上升时，管状气幕基本上变成固体。当飞机处于离地面相当高的高度时，离开下部外围喷管的推进气体能够向内移动到比飞机靠近地面时更大的程度，并且来自飞机外围各个部分的气流汇合形成向下移动的固体射流，从而推进。飞机上升。

如图 23 所示，当悬停在自由空气中时，向上的推力作用在。飞机的推力大于发动机的静态推力。据信推力增大在。自由空气是由于以下事实：

(1) 从下部外围喷嘴排出的气体具有大的表面积，并夹带大量的环境空气。这种夹带增加了质量流量，降低了气流速度。

(2) 从“下周边喷嘴”流出的推进气体和夹带的环境空气穿过下翼型表面，并向下偏离表面，其速度分量大致垂直于该表面。这种向下的偏转会引起向上的反作用。为飞机提供升力的表面。

通过主气体偏转装置和副气体偏转装置使推进气体穿过较低的空气流动表面；挡板 220、221 和 203，- 204 分别如上文所述。从喷嘴排出的气体向内“弯曲”，气体流动。来自 op-5 的气体流向地表中心。摆姿势的方向在靠近中心处相遇，并且由于存在下翼型表面，气体不能向上移动，因此气体向下偏转，从而在所述下表面上提供向上的反作用力。

当飞机到达所需高度时。飞行员操纵操纵装置将飞机从悬停状态转移到向前飞行状态。这是通过移动辅助气体偏转装置，即挡板 263、204 来实现的，使得它们在飞机的后部完全缩回，并在飞机的前部完全伸出，同时操作致动器 166 来升高挡板 220、221，直到它们都伸出。大致相当于。气体置换通道。如图 24 所示，在控制 2Q 的这个位置，通过上下周边喷嘴的气流在飞机周围基本相等。因为辅助气体偏转装置，即挡板 203、204，位于飞机的前部。如图 24 所示，离开出口喷嘴前部的推进气体从外部主体结构 25 伸出，绕导向叶片 199 和 200 流动。由于挡板 226、221 各自从气体置换通道的上壁和下壁突出，气流 30 在两个壁上都被中断，但是气体由于共扼效应而围绕导向叶片 199、200 流动。柯恩达效应是由这样的事实辅助的，即气体不允许围绕外部主体结构 35 的皮肤的前部平稳地流动。挡板 203、204 在飞机前部的投影。

然而，在飞行器的后部，挡板 203、204 缩回，气体能够基本上径向向外通过，并导致。遵循 40° 外侧车身结构的外表面。柯恩达效应。这导致。将从图 24 中看到。在通常向后和向下偏转的推进气流中。气体向前流经下部外围喷嘴。部分。如图所示，飞机的气流被“制”在飞机的 45° 下方，并与气体相遇。被驱逐。从飞机后部的上部 and 下部外围喷嘴。结果，

tdi^^t 被向前推进，并且还从“向后排放的泄漏气体”的向下方向获得一些升力。而且，自从飞机。横截面是一个机翼，当飞机向前运动时，它会受到空气动力升力。类似的方式。到传统的弧形飞行器的机翼。

飞机对自动稳定系统和飞行员控制系统的反应。将被考虑。然而，在详细考虑答复之前，有必要提及几点。如上所述，飞机可以。“悬停”在地面上，它也可以向前飞行；在 60° 前飞行时，飞机的响应受到减稳力矩的影响，而这种减稳力矩在悬停时并不影响飞机的响应。飞机。这些飞行器的重心大约在圆盘的中心。65 另一方面。因为飞机的外壳导致。飞机作为一个机翼，其压力中心是弦长的三分之一

落后于领先优势。因此。向前飞行时，压力在重心之前。由此可见，如果飞机在向前飞行中遇到阵风，飞机的迎角将增加。会增加升力。因为压力中心在重心的前面，所以转弯会增加俯仰力矩。机头向下俯仰会产生相反的效果。瞬间:as. 那个。飞机机头向下倾斜，迎角减小，升力减小，迎角减小，以此类推。

对于所述的飞机，由于没有尾翼面，不稳定力矩会导致俯仰发散，这种发散速度非常快，因此在向前飞行中，如果没有修正，飞机在遇到阵风后大约一两秒钟内就会倾覆。这种发散速度如此之快，飞行员无法手动控制。

在悬停中，由于压力中心和重心在一条线上，所以没有失稳力矩。如果飞机在悬停时遇到阵风，阵风会使飞机倾翻，但是，由于阵风可能被认为是一种冲动，并且由于没有不稳定力矩，所以不会有稳定的发散；发散将是短暂的，但仍会如此迅速，以致通常超出飞行员的手动控制。

因此，在向前飞行和悬停时，都需要一个自动稳定系统来降低发散率。本发明提供的自动稳定系统与飞行员的控制系统如此互连，以至于飞行员通过自动稳定系统的操作来控制飞机。当飞机处于稳定状态时，当飞机获得绕垂直于尾旋轴线的旋转轴线的旋转速度时，自动稳定系统开始工作；换句话说，如果飞机获得一个倾斜速率(无论是俯仰速率还是滚转速率)，系统就工作。飞机可以从外部干扰，例如阵风，或通过飞行员对控制系统的输入获得一个速率。

应该考虑的另一点是，飞机对低频力的反应比高频力更容易。控制系统施加在飞机上的力至少部分是高频力和低频力的组合；例如，控制系统的特征频率可以是 3 摄氏度、15 摄氏度和 40 摄氏度然而，飞机或多或少只对低频力作出反应，控制系统的高频运动几乎完全局限于控制系统。

飞机的响应将参照图 30 至 34 进行描述，图 30 至 34 显示了一系列曲线图；每个响应由六个图表描述。图表显示了以下位移和速度：

- (A) 飞机的滚转角，单位为弧度，
- (B) 飞机的滚转速率或滚转速度，单位为弧度每秒，
- (C) 以弧度表示的飞机俯仰角，
- (D) 飞机的俯仰速率或俯仰速度，单位为弧度每秒，
- (E) 旋翼在飞机内的滚转量测量如下。其最大横摇的百分比，由结构限制设定，例如，可以从中间位置开始的 14°，以及
- (F) 飞机内旋翼的螺距是以其最大螺距的一部分来测量的，最大螺距被限制为最大横摇。

飞机的响应将取决于控制轴 163 的运动和包括挡板 220、221 的主气体偏转装置的运动之间的相位角。随着相位角的增加，系统的阻尼在一定程度上增加。具有零相位角的系统没有内置阻尼，而具有 90° 相位角的系统具有相当大的内置阻尼，这将从下面的讨论中显而易见。如上参考图 28 所述，图 1 至 13 的实施例的相位角是顺时针 20°，即在转子的旋转方向上。

参见图 30，这显示了响应

the aircraft of FIGURES 1 to 13 if, when it is hovering, the pilot moves his stick to the right. The amount which

操纵杆向右移动是根据旋翼的最终运动来测量的，该运动表示为旋翼在任何方向上的总允许运动的百分比，各种运动被视为好像飞机在地面上，旋翼静止。因此，如上所述，旋翼从其中立位置向任何方向的总运动可能是 14°，因此，如果飞行员向右移动他的操纵杆

一个或一个以上

25 架 2S

10%,这将意味着他已经充分地移动了他的操纵杆 10° , 这样,当飞机在地面上并且旋翼静止时,旋翼将从其中立位置移动 10° ±14° 。如上所述,控制柱的运动与施加到控制轴 15 上的合力成 90° 异相,因此当飞行员向右移动操纵杆时,致动器将通过摇动控制轴 163 向转子施加俯仰力矩。此外,图表是在假设飞行员的输入是阶跃输入,即突然输入而不是在期望方向上的缓慢移动 20 的情况下准备的。

回到图 30,作为飞行员向右移动操纵杆的结果,他通过控制轴 163 向旋翼施加俯仰力矩,从而获得俯仰速度或俯仰 25° 速率;一旦获得这个速率,它就受到陀螺运动和进动定律的影响。参考图 30 的曲线图 E 和 F,可以看出,转子最初在滚转和俯仰两个方向上振荡,然后在俯仰偏转 30° 而在滚转偏转更小的情况下获得稳定状态。当旋翼振荡时,它通过控制轴操纵控制系统,但振荡频率太高,对飞机没有太大影响。在最终的稳定状态下,转子的偏转通过 35° 控制轴传递,以操作主气体偏转装置向飞机施加力矩,该力矩可分解为围绕飞机横向和纵向轴线的两个分量。由于推进气体通过气体置换通道的内部流动,围绕飞机纵轴的分量克服了飞机的空气动力学阻尼。因此,在纵向轴线的一侧,飞机机身

试图向下移动径向流动的气体,而在轴线的另一侧,机身 45 将倾向于向上移动气体。气体将以与其质量、径向速度和飞机角速度成比例的力来对抗这种运动。绕飞机横轴的分量用于克服回转力矩,并使飞机滚转。

图 30 中的曲线甲和乙表明,在滚转速率初始振荡后,飞机获得基本稳定的滚转速率和稳定增加的滚转角。图 30 的曲线 C 和 D 示出了飞机 55 基本上没有俯仰扰动,但是最初具有衰减的振荡俯仰速率。曲线图表明,飞机基本上只对曲线图 E 和 F 所示的旋翼振荡的低频分量作出响应。

图 31 显示了图 1 至 13 中的飞机在悬停时遇到稳定的滚转力矩时的响应,这是飞机遇到突然的侧阵风时可能出现的近似情况。滚转力矩使飞机的滚转率增加了 65%(图二),可以看出旋翼比飞机的运动稍慢。然后,旋翼开始在滚转中赶上飞机,并获得滚转速率。一旦转子。

获得一个滚转速率,它将遵循陀螺定律,它的运动将如图 31 的曲线图 E 和 F 所示。可以看出,在初始振荡后,转子达到一个相对稳定的状态,在滚动时有一个偏转,在俯仰时偏转较小。

75’ 转子的偏转通过

禁止转载

控制。轴 163 操作气体偏转装置，以减少飞机的“发散”。
图表-A 和。图 31 的 b 显示，在最初的急剧增加之后。滚转速率，滚转速率降低到基本稳定的值，滚转角稳定地增加。图表 C 和 D 显示俯仰速度迅速增加，并稳定在一个相对稳定的值，俯仰角稳定增加。俯仰和滚转的发散是。足够。慢到飞行员能够纠正。

图 32、33 和 34 显示了图 1 至 13’ 的飞机在向前飞行时的响应。图 32 显示了飞机对飞行员将控制杆向右移动 10% 的反应，10% 的移动如上定义。飞行员的输入给旋翼施加一个俯仰力矩，从而获得一个俯仰速率，然后遵循陀螺定律。首字母。图 32 的部分曲线图基本上类似于图 30 的曲线图，也就是说，在初始瞬时振荡之后，飞行员引起的扰动产生了基本上恒定的滚转速率，而俯仰速率几乎为零。然而，从图 32 的曲线 C 可以看出，由于飞机已经发生了一定程度的俯仰，上述的不稳定力矩影响了飞机的性能。结果，滚转速率和俯仰速率偏离了它们基本上稳定的状态。在滚转速率和俯仰速率上产生更快的发散。飞行员滚转速率，这又增加了俯仰中的陀螺耦合，并导致俯仰速率增加，这又增加了不稳定力矩，等等。然而，发散足够慢，可以由飞行员控制。

图 33 显示了飞机对飞行员将操纵杆向前移动 10% 的反应。在图 32 所示的响应中，减稳力矩的影响是次要的，因为主要输出是滚转的，而在图 33 中，减稳力矩是最重要的。在滚转速率和俯仰速率上产生更快的发散。飞行员输入向转子施加滚转力矩，转子获得滚转速率，然后遵循回转运动定律。这种效应基本上类似于图 32 的效应，除了去稳定力矩的影响，它阻止了获得稳定的滚转和俯仰速率。因此，当飞机开始向下倾斜时，升力减小，这又增加了向下倾斜，从而减小了升力，如此类推，如上所述。图 32 中的曲线 B 和 D 显示了发散的滚转速率和俯仰速率，但发散速度很慢，飞行员无法进行修正。

图 34 显示了飞机遇到 10 英尺速度的锐边阵风时的响应。每秒。在向前飞行的阵风中，飞机上的干扰力矩因飞机的运动而变化，应与图 31 中假设飞机悬停时施加稳定力矩的情况相区别。参考图 34，阵风产生俯仰。飞机时刻到了。因此获得了“俯仰速率”。转子稍微滞后，然后它也获得俯仰速率，因此开始滚转。在滚转过程中，旋翼向控制系统施加滚转力矩，控制系统开始使飞机滚转。飞机和旋翼的最终运动如‘图 34’的曲线图所示。滚转速率和俯仰速率的初始相对较高的瞬态值减小到相对较小的值，但由于如上所述的减稳力矩而发散。可以看出，飞机在滚转和俯仰两个方向上都有位移，但滚转比俯仰更大和以前一样，发散对飞行员来说足够慢。能够控制飞机。

当飞机向前飞行时，除了由于内部空气
^_deS^^ed"-abpvc^ther^js^so 而存在空气动力学阻尼外。
^Kternal 机场-

由于空气流过飞机外壳，飞机的动态阻尼。
可以看出，控制系统的作用是减小飞机在扰动后的发散度，其值可以由飞行员修正。如果没有自动稳定系统，飞机可能会在俯仰阵风中翻转得太快，飞行员无法控制运动。

图 14、15 和 16 所示飞机的操作是。与参考图 1 至 13 描述的飞机操作相同，除了从悬停变为向前飞行所需的操作，反之亦然。

如上所述，当滑块 305 处于其中的孔 310 与外侧主体结构中的气体入口 302 对齐的位置时，推进气体进入气体入口并被通道构件 194 偏转以产生引导气流。为了起飞，滑动件 305 被布置成使得孔 310’ 与气体入口 302 对准，并且主气体偏转装置被布置成使得基本上全部推进气体通过出口排出。下部外围喷嘴。图 26 显示了起飞时推进气体的总流量。

通过下部外围喷嘴的推进气体流导致空气流过上部外围喷嘴，并且还流过气体入口 302 和下部狭槽。202.这种诱导气流有助于将推进气体从舷外机身结构中分离出来，并且由于 Co-and 效应，推进气体向下并向内绕过飞机的下蒙皮。人们发现，当控制装置处于这个位置时，从飞机上喷出的气体形成一个向下移动的管状气幕，气幕向外卷曲，靠近地面，如图 26 所示。比较图 26 和图 22 可以看出，图 26 中气体的内侧偏转小于图 22，这是因为在图 22 的实施例 中，外部主体结构上的挡板比在图 26 的实施例中通过外部主体结构引入的气流更有效地将气流从外部主体结构中分离。我们发现，采用类似于图 26 所示的布置，但没有中心稳定喷管，在靠近飞机中心的飞机下方会出现一个环形负压区。为了释放这个负压区，提供了中央稳定喷嘴 313，并从该喷嘴喷射出一些推进气体:这消除了负压区并增加了飞机的上升推力。

为了从悬停改变到向前飞行，飞行员操作他的控制柱上的开关 295 来移动滑块“305”，使得滑块中的孔 310 移动到与外部主体结构的后部中的气体入口不对齐。同时，飞行员操作他的控制器来“移动”主气体偏转装置 以便气体将径向向外流过出口喷嘴，即使得上部挡板 220 和下部挡板 221 以相等的量突出到气体置换通道中。通过这种控制设置，“从出口喷嘴后部喷出的”推进气体将流过外侧机身结构的上下表面，如图 27 所示，因为主要气体偏转装置的挡板的投影阻止了气体绕过飞机的上下蒙皮。

在飞行器的前部周围，推进气体进入气体入口 302，并被通道构件 194 向上和向下偏转，使得它看起来像分别向上和向内、向下和向内引导的气流。这些引导气流有助于

禁止转载

29

剩余的推进气体围绕导向叶片 199 和 200 向上和向下流动,并沿着飞机的上表面和下表面向后流动。从中央稳定喷嘴 313 喷出的气体与沿飞机下表面流动的气体汇合,并向后流动,直到遇到从飞机后部喷出的气体。从图 27 中可以看出,产生的后向气流稍微向下,因此飞机被向上和向前推进。

10

在所有飞行状态下,图 14、15 和 16 的飞机在俯仰、滚转和偏航方面的控制和稳定性与参考图 1 至 13 所述的飞机完全相同。

现在参考图 17 和 17A,这些图 15 示出了在控制轴的运动和主气体偏转装置的最终运动之间具有零相位角的控制系统。该系统没有内置阻尼,由于外部干扰力或飞行员引起的干扰力而施加到飞机上的力偶将通过旋翼轴的倾斜来放大施加到飞机上的陀螺力偶。

使用上述方向惯例,如果飞机悬停,飞行员将操纵杆向右推 10%,执行器 176、178 和 179 将通过控制轴向旋翼施加 25° 俯仰力矩。转子将获得俯仰速率,并遵循陀螺定律。

图 35 显示了图 17 和 17A 的飞机在悬停时,飞行员向右移动操纵杆 10%时的反应。对于类似的输入,响应类似于图 1 至图 13 的飞机的图 30 中所示的响应,除了由于气体通过气体 35 置换通道的内部流动而产生的空气动力学阻尼之外,运动是无阻尼的。将图 35 和图 30 的曲线图进行比较,可以看出如何通过将相位角增加到 20° 来抑制系统的振荡。也就是说,图 35 的响应与图 40 URE 30 的响应有本质上的不同,它是由图 30 的稳定滚转速率和稳定俯仰速率以及飞机和旋翼的滚转和俯仰速率上的振荡叠加而成的。虽然驾驶具有这种控制系统的飞机是可能的,但与图 1 至 13 中的飞机相比,它对飞行员来说不太舒适。

图 36 显示了具有图 18 的控制系统和相位角为 90° 的 ISA 使得推进气体在上部和下部气体偏转装置之间向外流动,飞机的响应。图 36 与图 35 和 30 的比较表明,响应与图 30 和 35 中的响应相似,但比上述任何一个系统的阻尼都大。因此,当飞行员对旋翼施加俯仰力矩时,旋翼获得一个俯仰速率,并遵循图 55 所示的陀螺定律。在最终稳定状态下,转子在滚动时有位移,在俯仰时位移较小。倾斜的转子操作气体偏转装置向飞机施加力偶,该力偶类似于图 30 的响应中向飞机施加的力偶,但是由于相位不同,施加力偶的转子的位置不同于图 30。可以看出,该系统阻尼非常好,因此比图 1 至 13 所示的飞机飞行更舒适。然而,这种系统的缺点是产生给定速率所需的时间不必要地长,因此希望在零相位角和 90° 相位角之间进行折衷,以提供一种部分阻尼但具有快速响应的系统。70 如参考图 1 至 13 和图 30 至 34 所示的响应所述,这种折衷可以通过 20° 的相位角来获得。

现在参考图 19、20 和 21,飞机的控制和稳定显示为俯仰、滚转 75°

30

在所有飞行状态下,偏航类似于图 1 至 13 的飞机控制。唯一不同的是从悬停变为前飞所需的操作。

为了悬停,主气体偏转装置被布置成使得基本上全部推进气体向下并向内通过下部外围喷嘴。当飞机上升到期望的高度时,飞行员操作他的控制器将襟翼 324 移动到它们的第二位置,但是他将主气体偏转装置保持在它们的初始位置,使得基本上全部的推进气体通过下部外围喷嘴排出。因此,在向前飞行中,推进气体从下周边喷嘴的前部流出,并向内和向下通过,而通过下周边喷嘴的后部流出的气体向外和向下通过。飞机以类似于前述飞机的方式向前和向上推进。上部外围喷嘴仅用于控制目的,并且控制系统的操作与参照图 1 至 13 描述的控制系统的操作相同。

术语“飞行器”在说明书和权利要求书中以其最广泛的含义使用,是指在空气中推进但不一定由此持续的飞行器。在适当的情况下,该术语旨在包括不在该词的普遍接受的意义上飞行,而是“掠过”由通常向下导向的推进气流支撑的陆地或水面的飞行器。

应当理解,在此示出和描述的本发明的形式是优选的例子,并且在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况下,可以进行各种修改。

我们声称我们的发明是:

1. 一种飞机,包括机身结构;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;主体结构上的推动装置,以使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴;邻近出口喷嘴的相对的上部和下部气体偏转装置,所述气体偏转装置横跨所述通道间隔开,并分别与上部和下部壁相关联,使得推进气体在上部和下部气体偏转装置之间向外流动,每个所述壁在气体偏转装置的板外弯曲远离另一个所述壁,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面,所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向;和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

2. 一种飞机,包括机身结构;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;主体结构上的推动装置,以使推进气体在排出通道中大致向外流动并通过喷嘴;邻近出口喷嘴的相对的上部和下部气体偏转装置,所述气体偏转装置横跨所述通道间隔开,并且分别与上部和下部壁相关联,使得推进气体在上部和下部气体偏转装置之间向外流动,每个所述壁在气体偏转装置的板外弯曲远离另一个所述壁,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的



一个或一个以上

横截面，所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；和连接成一起操作两个气体偏转装置的控制装置。

3. 一种飞机，包括机身结构；■结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括出口喷嘴■并终止于该出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；主体结构上的推动装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴的相对的上部和下部气体偏转装置，所述气体偏转装置横跨所述通道间隔开并分别与上部和下部壁相关联，使得推进气体在上部和下部气体偏转装置之间向外流动，所述壁中的每一个在气体偏转装置的外侧远离所述壁中的另一个弯曲，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，气体偏转装置包括气体喷射装置，用于将引导气流喷射到通道中，以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

4. 一种飞机，包括机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；主体结构上的推动装置，以使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴的相对的上部和下部气体偏转装置，所述气体偏转装置横跨所述通道间隔开，并分别与上部和下部壁相关联，使得推进气体在出口喷嘴之间向外流动。上部和下部气体偏转装置，每个所述壁在气体偏转装置的外侧弯曲远离另一个所述壁，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，气体偏转装置包括挡板，该挡板布置成用于进入和离开在通道中流动的推进气体，以改变“推进”气体离开喷嘴的方向；和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

5. “飞机”包括机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括出口喷嘴并终止于该出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；“推动”是指在主体结构上，使推进气体在排出通道中“大体上”向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上气体偏转装置和下气体偏转装置，每个所述壁在气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，气体偏转装置包括横跨通道间隔开的上挡板和下挡板，使得推进气体在挡板之间流动，挡板布置成可一起移入和移出沿通道流动的推进气体，以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

6. 一种飞机，包括机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口“^i”喷嘴布置成在多个位置排放

体在排出通道中大体向外流过喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下气体“偏转装置”，每个所述壁在气体偏转装置的壁外弯曲远离另一个所述壁，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；气体偏转装置包括具有内侧表面和外侧表面的隔板，隔板在通道上间隔开，使得推进气体在隔板之间流动，隔板被布置成用于移入和移出沿通道流动的推进气体，以及导管，用于接收冲击在隔板内侧表面上的至少一些推进气体，并将其以有助于引导剩余推进气体的流的形式喷射到邻近隔板外侧表面的通道中；和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

7. 一种飞机，包括机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；主体结构上的推动装置，用于使推进气流在排出通道中向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下气体偏转装置，每个所述壁在气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；偏转装置包括具有内侧和外侧表面的上挡板和下挡板，分别布置在所述上壁和下壁中的槽中，用于运动进入和离开沿着通道流动的推进气体，以及导管，用于接收冲击在挡板内侧表面上的至少一些推进气体，并通过所述槽将其喷射到邻近挡板外侧表面的通道中，形成有助于引导剩余推进气体的流；和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

8. 根据权利要求 7 所述的飞机，其特征在于，每个挡板呈中空圆柱体的平截头体形式，并且被“安装”成在平行于偏航的方向上运动飞机轴线。

9. 根据权利要求 8 所述的飞机，其特征在于，上挡板和下挡板连接在一起移动。

10. 一种飞机，包括内侧机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置排出气体；内侧主体结构上的推动装置，以使推进气体“通常在排出通道中向外流动并”通过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构，并提供与出口喷嘴“连通”的上部和下部外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁在主气体偏转装置的外围弯曲远离另一个所述壁，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、外围发散的横截面，所述主

一个或一个以上

气体偏转装置,其可操作以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向,从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;辅助气体偏转装置,其与外围喷嘴之一的至少一部分相关联,并且可操作以改变推进气体离开所述一个外围喷嘴的所述部分的方向;以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置,用于彼此独立地操作后者。

11. 一种飞机,包括内侧机身结构;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体;内侧主体结构上的推动装置,以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴;外侧主体结构,其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构,并提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置,每个所述壁在主气体偏转装置的壁外弯曲远离另一个所述壁,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面,所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地扰动推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向,并由此在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;辅助气体偏转装置,其与外围喷嘴相关联,并且可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向;以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置,用于彼此独立地操作后者。

12. 一种飞机,包括内侧机身结构;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;内侧主体结构上的推进装置,以使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴;外侧主体结构,其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构上,并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置,每个所述壁在主气体偏转装置的壁外弯曲远离另一个所述壁,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面,所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地扰动推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向,并由此在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;上部和下部辅助气体偏转装置,其分别与上部和下部外围喷嘴相关联,并且可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向,每个辅助气体偏转装置包括将从出口喷嘴喷射的推进气流的一部分重定向成与推进气体的剩余部分相对的气流的装置;以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置,用于彼此独立地操作后者。

13. 安。飞机包括-内侧机身结构;^upper和结构内的下壁限定了气体

该结构的外围分布的多个位置处排放;内侧主体结构上的推动装置,以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴;以并列间隔关系固定到内侧车身结构的外侧车身结构。所述出口喷嘴-并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上部和下部壁相关联的相对的上部和下部主气体偏转装置,每个所述壁弯曲远离主气体偏转装置的所述外壁中的另一个,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外壁发散的横截面,所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地扰动推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向,并由此在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;分别与上部和下部外围喷嘴相关联的上部和下部辅助气体偏转装置,其可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向;第二气体偏转装置包括在外侧主体结构的内侧周边中的一对狭槽,该对狭槽中的一个通向上周边喷嘴,该对狭槽中的另一个通向下周边喷嘴,在所述狭槽之间的外侧主体结构的内侧周边中的一系列气体进出口,该一系列气体进出口被定位成接收从出口喷嘴喷射的一部分推进气流,以及在外侧主体结构内的将气体从进出口引导至狭槽的装置;以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置,用于彼此独立地操作后者。

14. 根据权利要求 13 所述的飞机,包括在内侧机身结构的下表面中的向下指向的稳定喷嘴;以及将气体置换通道中流动的一些推进气体导入所述稳定喷嘴的装置。

15. 一种包括透视镜形内侧机身的飞行器。由相对的翼型表面覆盖的结构,提供升力发展面;上下墙。在该结构内限定气体置换通道,该气体置换通道包括出口喷嘴并终止于该出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;稳定喷嘴,其位于下翼型表面中并与气体置换通道连通;内侧机身结构上的推进装置,以产生推进。气体通常在置换通道中向外流动,并通过出口和稳定喷嘴;-安。外侧主体结构以与出口喷嘴并置的间隔关系固定到内侧主体结构上,并与其一起提供上部和下部周边。与出口喷嘴连通的喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置,每个所述壁在主气体偏转装置的外围弯曲远离所述壁中的另一个,并以平滑的、外围凸起的曲线与所述翼型表面中的一个合并,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外的表面

板状发散横截面,所述主气体偏转装置可操作以改变推进气体离开口喷嘴的方向,从而在外围喷嘴之间分配推进气流;分别与上部和下部外围喷嘴相关联的上部和下部辅助气体偏转装置 70,其可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向;第二气体偏转装置包括在外侧主体结构的板内周边上的一对槽,一个

...。该结构内的-^upper壁和下壁限定了外侧主体结构的气体板周边、一个狭槽、位移通道,该位移通道包括并终止于通向上周边喷嘴的成对开口的 75',并且

35 .

另一个槽通向下部外围喷嘴，多个“气体”入口。“在所述狭槽之间的外侧主体结构的内侧周边中的端口，其被定位成接收从出口喷嘴喷射的一部分推进气流”，用于在外侧主体结构内将气体从入口引导到“狭槽”的装置，与位于飞机后部的外侧主体结构的内侧周边的一部分中的多个入口相关联的闭塞器装置，以及用于操作闭塞器装置从而“选择性地打开和关闭”所述多个入口的致动装置；以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置，用于彼此独立地操作后者。

16. 包括内侧机身结构的飞机：该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；“内侧主体结构上的推动装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并置间隔的关系固定到内侧主体结构上，并提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上部和下部主气体偏转装置，每个所述壁在主 gms 偏转装置的壁外弯曲远离所述壁中的另一个，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，并由此在“外围喷嘴”之间分配推进气体的流动；二次气体。偏转装置，该偏转装置包括在外侧主体结构中的上挡板和下挡板，并且分别与上周边喷嘴和下周边喷嘴相关联，挡板被布置成用于流入和流出流经周边喷嘴的推进气体，以改变气体离开喷嘴的方向；以及连接到初级和次级的控制装置。气体偏转装置，用于“彼此独立地”操作后者。

17. 根据权利要求 16 所述的飞机，其特征在于，每个挡板呈中空圆锥平截头体的形式，并且其中导向装置设置在外侧机身结构上，挡板可在导向装置上“滑动”。

18. 一种飞机，包括由相对的机翼表面覆盖的透镜形内侧机身结构，该机翼表面提供升力发展表面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；“推进装置”在内侧车身上。使推进气体“大体上向外流”在置换通道中并通过喷嘴的结构；外侧车身结构，其以与内侧车身结构并置的间隔关系固定到内侧车身结构上。出口喷嘴，并设有与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁“相关联”的相对的上部和下部主“气体偏转装置”，每个所述壁向外弯曲远离另一个所述壁。的。主气体偏转装置，并以平滑的外凸曲线与所述翼型表面中的一个合并，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的外扩截面，所述主气体偏转装置可操作以改变推进气体离开出口喷嘴的方向。通过有选择地干扰

36

推进气体在外围喷嘴之间的流动；第二气体偏转装置，包括在外侧主体结构中的上挡板和下挡板，并分别与上周边喷嘴和下周边喷嘴相关联，每个挡板呈中空圆锥平截头体的形式，并被布置成用于流入和流出流经其中一个周边喷嘴的推进气体，以改变气体离开所述一个喷嘴的方向；以及连接到第一和第二气体偏转装置的控制装置，用于彼此独立地操作后者。

19. 一种飞机，包括内侧机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于

j5 出口喷嘴，其被布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；内侧主体结构上的推动装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并置的间隔关系固定到内侧主体结构上，并提供具有前部和后部的上周边喷嘴和下周边喷嘴，上周边喷嘴和下周边喷嘴与出口喷嘴连通；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁远离主气体偏转装置外的所述壁中的另一个弯曲，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，并由此在外围喷嘴之间分配推进气体的流动；外部主体结构上的固定导向装置，其与上部外围喷嘴相关联，以引导气体从其大致向上和向内流出；在外侧主体结构上还固定有导向装置 40，该导向装置 40 与下部外围喷嘴的前部相关联，以将从所述前部流出的气体大致向下和向内引导；辅助气体偏转装置，其与下部外围喷嘴的后部相关联，并可操作以改变推进气体离开所述后部的方向；以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置，用于彼此独立地操作后者。

20. 一种包括内侧机身结构的飞机；50 内的上壁和下壁，该结构限定气体分配通道，该气体分配通道包括出口喷嘴并终止于该出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；内侧主体结构 55 上的推动装置，以使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并置间隔的关系固定到内侧主体结构，并提供具有前部和后部的上部外围喷嘴和下部外围喷嘴，上部和下部外围喷嘴与出口喷嘴连通；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁 05 相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁在主气体偏转装置的壁外弯曲远离另一个所述壁，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，并由此在外围喷嘴之间分配推进气体的流动；固定导向装置，位于外侧主体结构上，并与 75° 上部外围喷嘴相关联，以引导气体从其流出

39 40

³⁷ 通常向上的和天生的; 在外

侧主体结构上并且与下部外围喷嘴的前部相关联的进一步固定的引导装置, 以引导从所述前部大致向下和向内流出的气体; 辅助气体偏转装置, 其与下部外围喷嘴的后部相关联, 并且可操作以改变推进气体离开所述后部的方向; 第二气体偏转装置包括一系列以端对端关系布置并可枢转地固定到外侧主体结构的翼片, 以及在第一位置和第二位置之间移动所述翼片的装置, 在第一位置, 翼片引导从所述后部发出的气体大致向下和向内流动, 在第二位置, 允许从所述后部发出的气体大致向下和向外流动; 以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置, 用于彼此独立地操作后者。

21. 根据权利要求 20 所述的飞机, 其中用于操作襟翼的装置包括安装在内侧机身结构上的致动器 20, 该致动器延伸穿过下部外围喷嘴的后部到达襟翼。

22. 根据权利要求 20 所述的飞行器, 其特征在于, 所述内侧机身结构是透镜形的, 并由 op-25 造型的翼型表面包覆, 所述翼型表面提供升力发展表面, 并且其中每个所述壁与一个壁合并平滑的外凸曲线。

23. 一种飞机, 包括机身结构; 该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道, 该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴, 该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放; 结构上的推动装置, 以使推进气体在排出通道 35 中大致向外流动并通过喷嘴; 邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上气体偏转装置和下气体偏转装置, 每个都

所述壁弯曲远离位于气体偏转装置外侧的所述壁中的另一个, 从而为所述 40° 出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面, 所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向; 两组枢转安装的方向舵 45 叶片, 位于飞机纵向轴线相对两侧的相应位置处的气体置换通道中; 操作所述叶片以偏转通过喷嘴的气体从而控制飞机偏航的装置; 和可操作地连接到气体偏转装置的控制装置。

24. 一种飞机, 包括由相对的翼型表面覆盖的透镜形内侧机身结构, 所述翼型表面提供升力发展表面; 该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道 55, 该气体置换通道 55 包括并终止于出口喷嘴, 该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放; 下翼型表面中的向下指向的稳定喷嘴, 其与气体置换 60 通道连通; 内侧车身结构上的推进装置

以使推进气体通常在置换通道中向外流过出口和稳定喷嘴; 外侧主体结构, 其以与出口喷嘴并置间隔 65° 的关系固定到内侧主体结构上, 并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴; 邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置, 所述 70 个壁中的每一个在主气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个, 并与所述翼型表面中的一个以平滑的、向外的方式合并

38

气体偏转装置, 其可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向, 从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动; 辅助气体偏转装置, 其与外围喷嘴相关联, 并且可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向; 以及连接到主气体偏转装置和副气体偏转装置的控制装置, 用于彼此独立地操作后者。

25. 一种飞机, 包括机身结构; 该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道, 该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴, 该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放; 转子轴, 其安装在所述结构内, 以具有有限程度的万向运动, 并且具有基本平行于飞机偏航轴线的中性位置; 置于结构和轴之间的偏置装置, 用于将轴偏置到其中间位置; 轴上的转子; 结构上的发动机装置, 用于旋转转子, 从而使推进气体在排出通道中向外流动并通过喷嘴; 邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上气体偏转装置和下气体偏转装置, 每个所述壁在气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个, 从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面, 所述气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向; 以及可操作地连接到气体偏转装置的控制装置, 所述控制装置响应转子轴从其中间位置的倾斜。

26. 一种飞机, 包括内侧机身结构; 该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道, 该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴, 该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体; 转子轴, 其安装在所述结构内, 以具有有限程度的万向运动, 并且具有基本平行于飞机偏航轴线的中性位置; 置于结构和轴之间的偏压装置, 用于将轴偏压至其中间位置; 轴上的转子; 结构上的发动机装置, 用于旋转转子, 从而使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴; 外侧主体结构, 其以与出口喷嘴并列间隔的关系固定到内侧主体结构上, 并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴; 邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上主气体偏转装置和下主气体偏转装置, 每个所述壁在主气体偏转装置的壁外弯曲远离所述壁中的另一个, 从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面, 所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地扰动推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开口喷嘴的方向, 从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动; 主控制装置, 连接到主气体偏转装置, 用于操作后者, 所述主控制装置响应于转子轴从其中间位置的倾斜; 辅助气体偏转装置, 其以一个外围喷嘴的至少一部分相关联, 并且可操作以改变推进气体离开所述一个外围喷嘴的所述部分的方向; 和连接到“次级”气体偏转装置的次级控制装置, 用于操作后者。

27. 一种飞机, 包括机身结构; 上部和下部

-。凸形曲线从而为所述出口喷嘴提供了

curved, outwardly divergent cross-section, said primary

一个或一个以上

该结构内的下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；结构内的转子轴，该转子轴基本上平行于飞机的偏航轴线，但是具有有限程度的万向运动；轴上的转子；结构上的发动机装置，用于旋转转子，从而使推进气体在排出通道中向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上气体偏转装置和下气体偏转装置，所述壁中的每一个在气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，气体偏转装置包括挡板，该挡板布置成用于进入和离开在通道中流动的推进气体。通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；将挡板连接到转子轴的机械装置；将转子轴偏置到平行于偏航轴线的中立位置的装置；以及飞行员操作的控制装置，该控制装置可操作以向转子轴施加力，从而向转子施加力矩。

28. 一种飞机，包括机身结构；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括和。终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；结构内的转子轴，该转子轴基本上平行于飞机的偏航轴线，但是具有有限程度的万向运动；轴上的转子；结构上的发动机装置，用于旋转转子，从而使推进气体在排出通道中向外流动并通过喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上气体偏转装置和下气体偏转装置，每个所述壁在气体偏转装置的外侧弯曲远离所述壁中的另一个，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，偏转装置包括布置在壁中的挡板，用于移动进入和离开通道中流动的推进气体，以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开喷嘴的方向；控制轴，其被设置用于围绕相对于主体结构固定的支点摇摆运动；将转子轴和控制轴互连的装置；将挡板连接到控制轴的机械装置；分别用上壁和下壁偏压控制器的装置，每个所述壁远离主气体偏转装置的另一个所述壁弯曲，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面，所述主气体偏转装置包括挡板，所述挡板布置成用于移动进入和离开在通道中流动的推进气体，以通过选择性地干扰推进气体 10 沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，从而在包围喷嘴之间分配推进气体的流动；分别与上部和下部外围喷嘴相关联的上部和下部辅助气体偏转装置，辅助气体偏转装置包括用于将从出口喷嘴喷射的推进气流的一部分重新引导成与推进气流的剩余部分相对的气流的装置；用于主气体偏转装置的主控制装置，所述主控制装置响应转子轴从其中间位置的倾斜；和连接到辅助气体偏转装置的辅助控制装置，用于操作后

轴移动到平行于偏航轴线的中间位置；以及先导控制装置，用于向控制轴施加力，从而向^转子施加力矩。

29. 一种包括透镜体的飞行器。由相对的翼型表面覆盖的内侧机身结构，提供升力发展面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；转子轴，安装在所述结构内，以具有有限程度的万向运动，并且具有基本平行于飞机偏航轴线的中性位置；■位于结构和轴之间的制动装置，用于将轴偏压至中性位置；轴上的转子；结构上的发动机装置，用于旋转转子，从而使推进气体在排量、行程和通过喷嘴时通常向外流动；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构上，并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴，与出口喷嘴相邻的上部和下部主气体偏转装置相对并相关

者。

30. 根据权利要求 29 所述的飞行器，包括在下部空气通道中的向下指向的稳定喷嘴

25 飞机的翼面，并与气体置换通道连通。

31. 一种飞机，包括由相对的翼型表面覆盖的透镜形内侧机身结构，所述翼型表面提供升力发展表面；上下壁

30，其限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；转子轴，其安装在所述结构内，以具有有限的 35 度万向运动，并且具有基本平行于飞机偏航轴线的中性位置；偏置装置，其置于所述结构和所述轴之间，以将所述轴偏置到其中性位置；轴上的转子；结构上的发动机装置，用于旋转 40° 转子，从而使推进气体通常在排出通道中流出并通过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构上，并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部 45° 外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁远离主气体偏转装置的所述壁中的另一个壁向外弯曲 50 度，并以平滑的向外凸起的曲线与所述翼型表面中的一个合并，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的向外发散的横截面，所述偏转装置包括挡板，所述挡板布置成用于使在通道中流动的推进气体进出，以通过选择性地干扰推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，从而在包围喷嘴之间分配推进气体的量；

60 与外围喷嘴相关联的辅助气体偏转装置，辅助气体偏转装置包括在外侧主体结构中的上挡板和下挡板，并且分别与上外围喷嘴和下外围喷嘴相关联，辅助气体偏转装置的所述挡板被布置成用于流入和流出流经外围喷嘴的推进气体，以改变气体离开喷嘴的方向；用于主气体偏转装置的挡板的主控制装置，所述主控制装置 76 响应转子轴从其中间位置的倾斜而操作；以及可操作地连接到辅助气体偏转装置的挡板上的辅助控制装置，用于操作所述挡板。

32. 一种飞机，包括由相对的机翼表面覆盖的透镜形内侧机身 75 结构，该机翼表面

39 40

提供升力面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；稳定喷嘴，其位于飞机的下机翼表面中，并与气体置换通道连通；内侧面主体结构上的推进装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流过出口和稳定喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并列间隔的关系固定到内侧主体结构上，并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁在主气体偏转装置的外缘弯曲远离所述壁中的另一个，并以平滑的外凸曲线与所述翼型表面中的一个合并，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的外扩横截面，所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动；分别与上部和下部外围喷嘴相关联的上部和下部辅助气体偏转装置，其可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向；第二气体偏转装置包括在外侧主体结构的内侧周边中的一对狭槽，该对狭槽中的一个狭槽通向上周边喷嘴，另一个狭槽通向下周边喷嘴，在所述狭槽之间的外侧主体结构的内侧周边中的多个气体入口，并且定位成接收从出口喷嘴喷射的推进气流的一部分，位于外侧机身结构内的装置，用于将气体从入口引导至槽，与位于飞机后部的外侧机身结构的内周的一部分中的多个入口相关联的闭塞装置，以及操作闭塞装置从而选择性地打开和关闭所述多个入口的致动装置；自动控制系统 45，用于在飞机遇到导致倾斜速率的扰动时，操作主气体偏转装置以减小飞机的发散；以及可操作地连接到第二气体偏转装置并控制装置，用于操作第二气体偏转装置。

33.一种飞机，包括由相对的翼型表面覆盖的透镜形内侧机身结构，所述翼型表面提供升力发展表面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出气体；内侧面主体结构上的推动装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴；外侧主体结构，其以与出口喷嘴并列间隔的关系固定到内侧主体结构上，并提供与出口喷嘴并列间隔的关系固定到内侧主体结构上，并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴；邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置，每个所述壁在主气体偏转装置的外缘弯曲远离所述壁中的另一个，并以平滑的外凸曲线与所述翼型表面中的一个合并，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的外扩横截面，所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向，从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动；分别与上部和下部外围喷嘴相关联的上部和下部辅助气体偏转装置，其可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向；第二气体偏转装置包括在外侧主体结构的内侧周边中的一对狭槽，该对狭槽中的一个狭槽通向上周边喷嘴，另一个狭槽通向下周边喷嘴，在所述狭槽之间的外侧主体结构的内侧周边中的多个气体入口，并且定位成接收从出口喷嘴喷射的推进气流的一部分，位于外侧机身结构内的装置，用于将气体从入口引导至槽，与位于飞机后部的外侧机身结构的内周的一部分中的多个入口相关联的闭塞装置，以及操作闭塞装置从而选择性地打开和关闭所述多个入口的致动装置；自动控制系统 45，用于在飞机遇到导致倾斜速率的扰动时，操作主气体偏转装置以减小飞机的发散；以及可操作地连接到第二气体偏转装置并控制装置，用于操作第二气体偏转装置。

34.一种飞机，包括由相对的翼型表面覆盖的透镜形内侧机身结构，所述翼型表面提供升力发展表面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；内侧面主体结构上的推动装置，以使推进气体在排出通道中大致向外流过喷嘴；外侧主体结构 25，其以与出口喷嘴并列间隔的关系固定到内侧主体结构，并提供具有前部和后部的上部外围喷嘴和下部外围喷嘴，上部和下部外围喷嘴与出口喷嘴连通；与出口喷嘴相邻并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主 sms 偏转装置，每个所述壁弯曲远离主气体偏转装置外的所述壁中的另一个，并以平滑的外凸曲线与所述翼型表面中的一个合并，从而为所述出口喷嘴提供弯曲的外扩横截面，所述主气体偏转装置可操作以改变推进气体离开出口喷嘴的方向，从而分配推进所述多个入口的致动装置；自动控制系统 45，用于在飞机遇到导致倾斜速率的扰动时，操作主气体偏转装置以减小飞机的发散；以及可操作地连接到第二气体偏转装置并控制装置，用于操作第二气体偏转装置。

35.一种飞机，包括由相对的机翼表面覆盖的透镜形内侧机身结构，该机翼表面提供升力发展表面；该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道，该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放；向下指向的稳定喷嘴，其位于飞机的下机翼表面中，并与气体置换通道连通；内侧面主体结构上的推动装置，以使推进气体大致流出

气体沿着壁流动，从而将气流 75 分配给禁止转载

ET

43 板状地位于置换通道中,并穿过出口和稳定喷嘴;外侧主体结构,其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构上,并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置,每个所述壁在主气体偏转装置的外缘弯曲远离所述壁中的另一个,并以平滑的外凸曲线与所述翼型表面中的一个合并,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的外扩横截面,所述主气体偏转装置可操作以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向,从而分配通过外围的推进气体的流动。喷嘴;辅助气体偏转装置,其与外围喷嘴相关联,并且可操作以改变推进气体离开外围喷嘴的方向;自动控制系统,当飞机遇到导致倾斜率的扰动时,操作主气体偏转装置以减小飞机的发散;和可操作地连接到第二气体偏转装置的第二控制装置,用于控制后者。

36. 一种飞机,包括由相对的翼型表面覆盖的透镜形内侧机身结构,所述翼型表面提供升力发展表面;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括。并且终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;该结构内的转子轴基本平行于偏航轴线。指飞机,但是具有有限的万向运动;轴上的转子;发动机意味着■在结构上旋转转子,从而产生推进气体。在置换通道中大致向外流过喷嘴;外侧主体结构,其以与出口喷嘴并列间隔开的关系固定到内侧主体结构上,并与其一起提供与出口喷嘴连通的上部和下部外围喷嘴;邻近出口喷嘴并分别与上壁和下壁相关联的相对的上部和下部主气体偏转装置;每个所述壁远离主气体偏转装置的所述壁中的另一个弯曲,并与所述翼型表面中的一个合并。所述主气体偏转装置包括挡板,所述挡板被布置成可移入和移出在通道中流动的推进气体,以通过选择性地扰动推进气体沿壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向,从而在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;上下。分别与上部和下部外围喷嘴相关联的辅助气体偏转装置,该辅助气体偏转装置包括用于重定向一部分气体的装置。从出口喷嘴喷射出的推进气流进入与推进气流的剩余部分相对的气流;用于主气体偏转装置的主控制装置,所述主控制装置响应转子轴相对于飞机的倾斜来操作主控制装置。气体偏转是指当飞机遇到扰动导致倾斜速率时,减小飞机发散;。以及可操作地连接到第二气体偏转装置的第二控制装置,用于操作第二气体偏转装置。

37. 根据权利要求 36 所述的飞机,其特征在 **于**,在所述下部空气通道中包括一个 **QQ4** 向下指向的稳定喷嘴

并且与气体置换通道连通。

38. 一种飞机,包括由相对的机翼表面覆盖的透镜形内侧机身结构,该机翼表面

5 提供升力面;该结构内的上壁和下壁限定了气体置换通道,该气体置换通道包括并终止于出口喷嘴,该出口喷嘴布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放;安装在结构内的转子轴 **10**。具有有限程度的万向运动,并且具有基本平行于飞机偏航轴线的中立位置;偏压装置,置于所述结构和所述轴之间,以偏压所述轴。它的中立地位;轴上的转子;**15** inbo^ard 机体结构上的发动机装置,用于旋转转子,从而使推进气体通常在排出通道中向外流动并通过喷嘴;外侧主体结构,其以与出口 **20** 喷嘴并置间隔的关系固定到内侧主体结构上,并与其一起提供上部和下部外围喷嘴。与出口喷嘴连通;与出口喷嘴相邻并分别与上壁和下壁相关联的相对的上、下主气体偏转装置,每个所述壁在主气体偏转装置的外围弯曲 **25**° 远离所述壁中的另一个,并以平滑的、向外凸起的曲线与所述翼型表面中的一个合并,从而为所述出口喷嘴提供弯曲的、向外发散的横截面,所述偏转装置包括 **30** 个挡板,所述挡板被设置用于移动进入和离开在通道中流动的推进气体,以通过选择性地干扰推进气体沿着壁的流动来改变推进气体离开出口喷嘴的方向,从而■在外围喷嘴之间分配推进气体的流动;与外围喷嘴相关联的辅助气体偏转装置,辅助气体偏转装置包括在外侧主体结构中的上挡板和下挡板,并且分别与上周边喷嘴和下周边喷嘴相关联,第二气体偏转装置的所述挡板被布置成用于移动进入。并且流出流经外围喷嘴的推进气体,以改变气体离开喷嘴的方向;用于主气体偏转装置的挡板的主控制装置,所述主控制装置响应于转子轴从其中间位置的倾斜而操作,以在飞机遇到导致倾斜速率的扰动时操作主气体偏转装置来减小飞机的发散;以及辅助控制装置 **50**,其可操作地连接到辅助气体偏转装置的挡板上,用于操作所述挡板。

39. 一种飞机,包括在其下侧具有升力面的机身结构;出口喷嘴,布置成在多个位置排放

55,分布在所述升力面的外侧周边周围;主体结构上的推进装置,用于从喷嘴排出推进气体;与喷嘴相关联的导向装置,用于向内引导在喷嘴处排出的推进气体流。至少一些所述位置横跨所述升力面并偏转所述气流。它穿过升力面。流动。远离升力面,速度分量通常垂直于升力面;气体偏转引起的对升力面的反作用力为■ **65** 飞机提供升力。

40. 一种飞机,包括在其下侧具有升力面的机身结构;出口喷嘴,其被布置成。在围绕所述提升表面的外侧周边分布的多个位置排放

70 面;结构上的推动装置。排出推进气体。喷嘴;与喷嘴相关联的引导装置,用于向内引导在至少一些所述位置排出的推进气体流穿过所述升力面;和进一步的导向装置。当所述气流穿过升力面时,偏转所述气流,使其远离

45. 升力面，其速度分量大致垂直于升力面；气体偏转引起的对升力面的反作用力，为飞机提供升力。

41. 一种飞行器，包括主体结构，该主体结构具有其下侧的提升表面；出口喷嘴，布置成在围绕所述提升表面的外侧周边分布的多个位置排放；主体结构上的推进装置，用于从喷嘴排出推进气体；与喷嘴相关联的引导装置，用于向内引导在一些所述位置排出的推进气流穿过所述升力面；以及与喷嘴相关联的另外的引导装置，用于引导在所述位置中的其他位置排出的推进气流穿过所述升力面以与首先提到的流相反，由此所述两个流被偏转以远离所述升力面流动，其速度分量大致垂直于所述升力面；由所述气流偏转引起的对升力面的反作用力为飞机提供升力。

20

42. 一种飞机，包括在其下侧具有升力面的机身结构；出口喷嘴，其布置成在围绕所述提升表面的外侧周边处的环形空间分布的多个位置处排放；主体结构上的推进装置，用于从喷嘴排出推进气体；以及-与喷嘴相关联的引导装置，用于引导从喷嘴排出的气体在大致朝向所述环面中心的方向上穿过提升表面，使得在一些所述位置排出的气体流与从其它所述位置排出的气体流相反，由此气体在邻近所述中心的位置处以垂直于提升表面的速度分量偏离提升表面；由气体偏转引起的对 Sift 表面的反作用力为所述飞机提供升力。

43. 一种飞行器，包括在其下侧具有基本圆形升力面的机身结构；位于所述提升表面外侧周边的环形出口喷嘴；身体结构上的推动装置

2, 461, 435	纽曼等人。	1949 年 2 月 8 日
2,567,392	Naught	Sept. 11, 1451
2,807,428	Wibaul-t	Sept. 2-4, 1457
2,838,257	WibaxHt	June 110, 1958
2, 967, 024	希尔,	1961 年 1 月

从喷嘴充入推进气体；以及与喷嘴相关联的环形导向装置，用于将从喷嘴排出的基本上所有的气体导向所述提升表面的中心，使得轮胎气横过提升表面并靠近其中心，以垂直于提升表面的速度分量偏离提升表面；由气体偏转引起的对升力面的反作用力为所述飞机提供升力。

44. 一种包括透镜形内侧机身的飞行器
10 由相对的上下机翼表面覆盖的结构；外侧主体结构，其包围并固定到内侧主体结构上，并与其并置间隔开，并与其一起限定出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在多个位置排放
15 围绕内侧车身结构的 Sh 外侧周边分布；内侧主体结构上的推进装置，用于从喷嘴排出推进气体；与喷嘴相关联的外侧主体结构上的引导装置，用于引导在至少一些 ssud 位置排出的推进气体的 She 流穿过下翼型表面；以及进一步的导向装置，当所述气流穿过下翼型表面时，该导向装置使所述气流偏转，以使气流离开所述表面，其速度分量大致垂直于所述表面；由气体偏转引起的对所述下机翼表面的反作用力为飞机提供升力。

45. 根据权利要求 1 所述的飞机。44，其中所述另一导向装置位于外侧主体结构上并与喷嘴相关联以引导气流
30 在喷嘴的其他位置排出，以在与第一次提到的流动相反的方向上穿过下翼型表面，从而引起所述偏转。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

美国专利局
更正证书

8 月第 3, 051, 415 号专利。28, 1962

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯_{特等人}

兹证明，上述编号的专利中出现错误，需要更正，上述专利证书应按照以下更正内容阅读。

在授权中，第 3 行和第 13 行，以及在印刷规范的标题中，第 5 行，受让人的名称，对于“Avco 飞机有限公司”，每次出现时，都应读作——Avro 飞机有限公司

1962 年 12 月 18 日签字盖章。

(海豹突击队)
证明:

ERNEST W. SWIDER
见证官员

大卫·LADD
专利专员

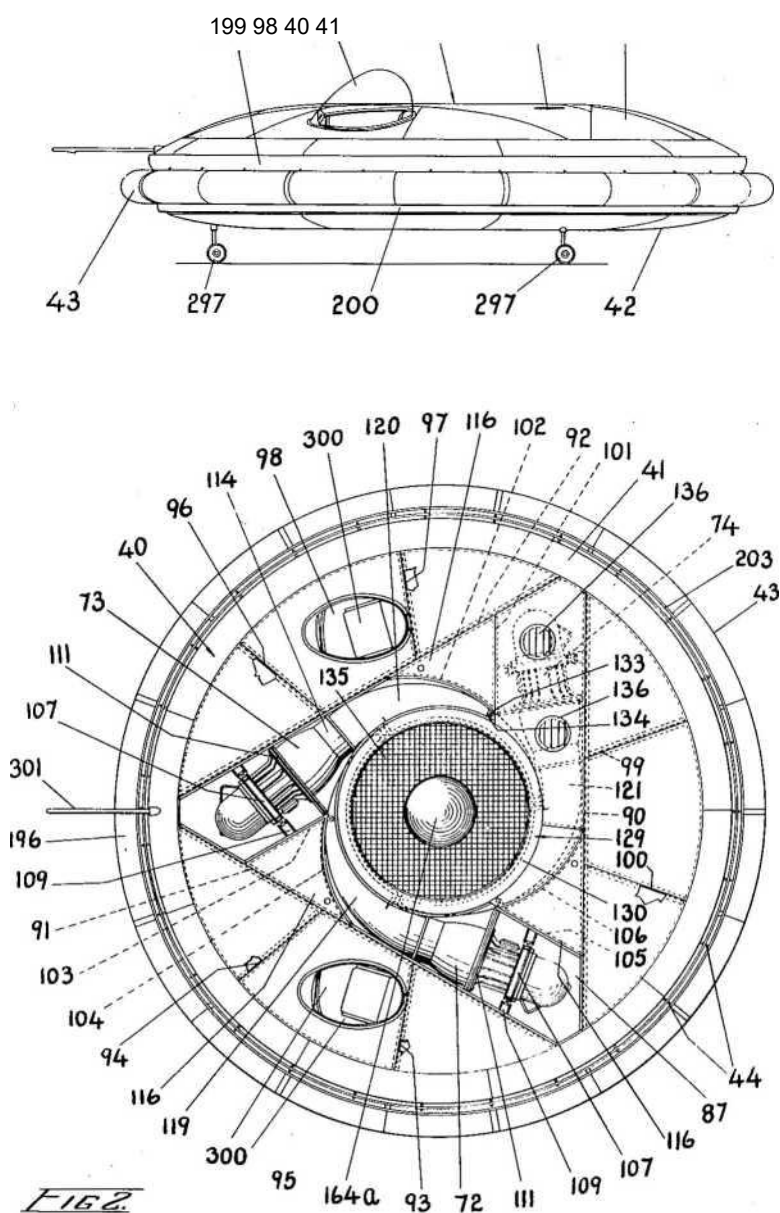
QQ475725346
一个 ORET

1962 年 8 月 28 日

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 1 页



存货
J.C.M. 弗罗斯特作者:C.
J. WILLIAMS

Maybe & Legris
 律师

Q475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日

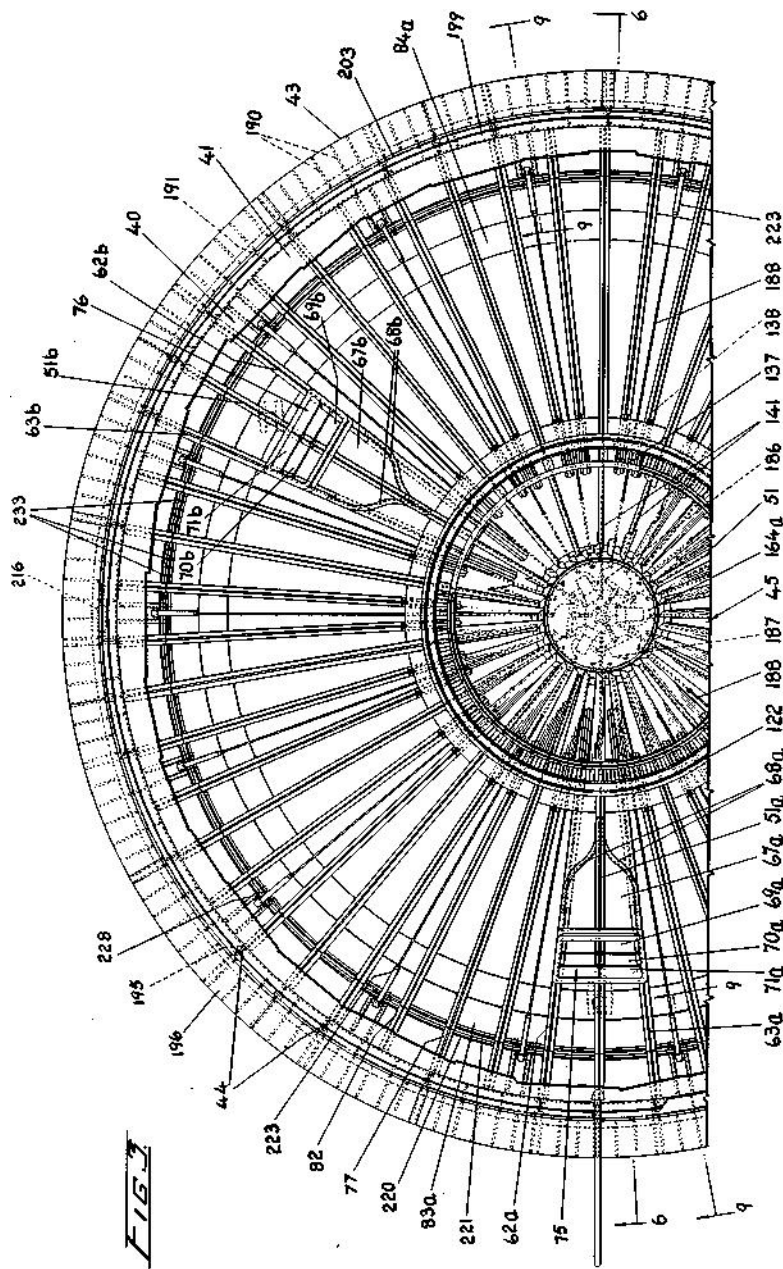
J.C. M. FROST ETAL

3 051 417

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

51 页-第 2 页



发明者

J.C.M.FROST

作者 C. J.

WILLIAM S. Mayfield & Legris

律师

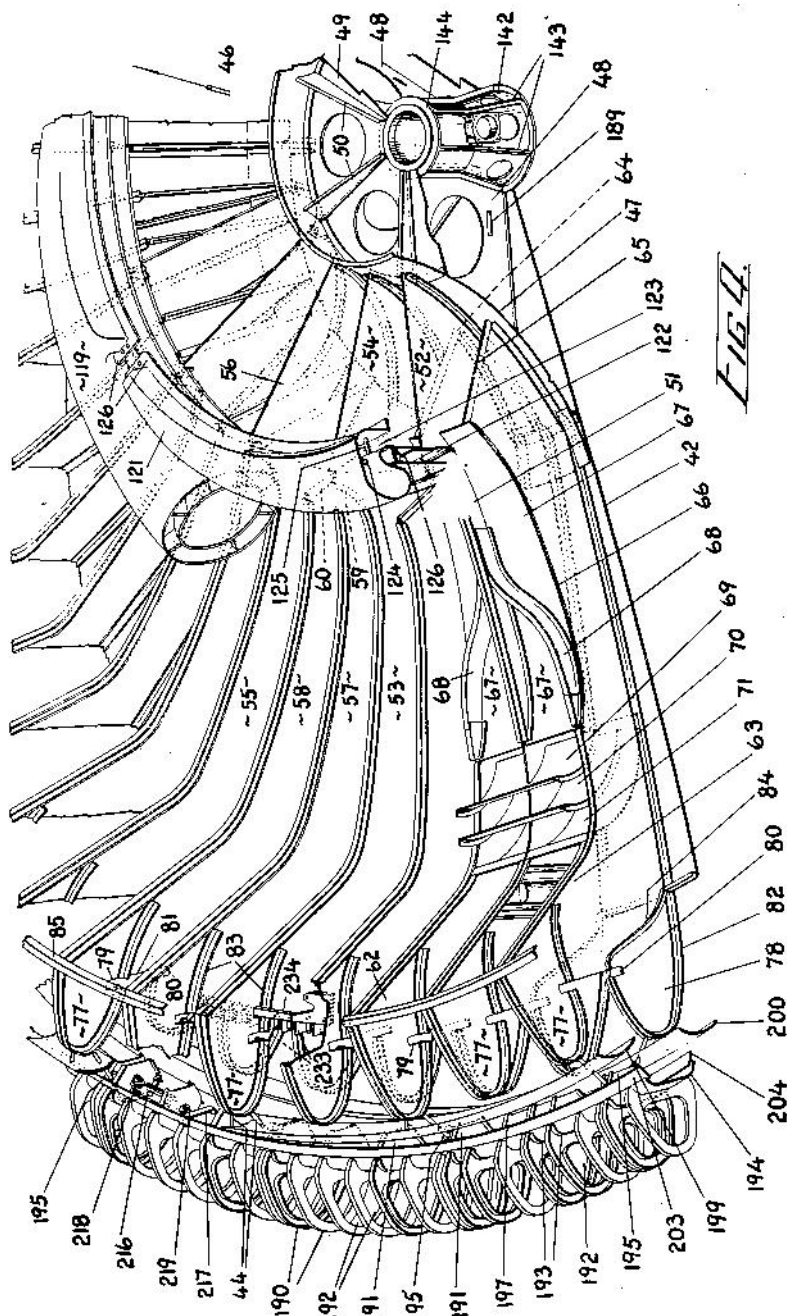
QQ475725346
一个 ORET

1962 年 8 月 28
日

J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

1959 年 8 月 6 日提交, 31 页-第 3 页



发明者

J.CJWILUAMS

公司的 C.M.FR05T

Maybee ATTORNEY Legris

QQ47572534

@

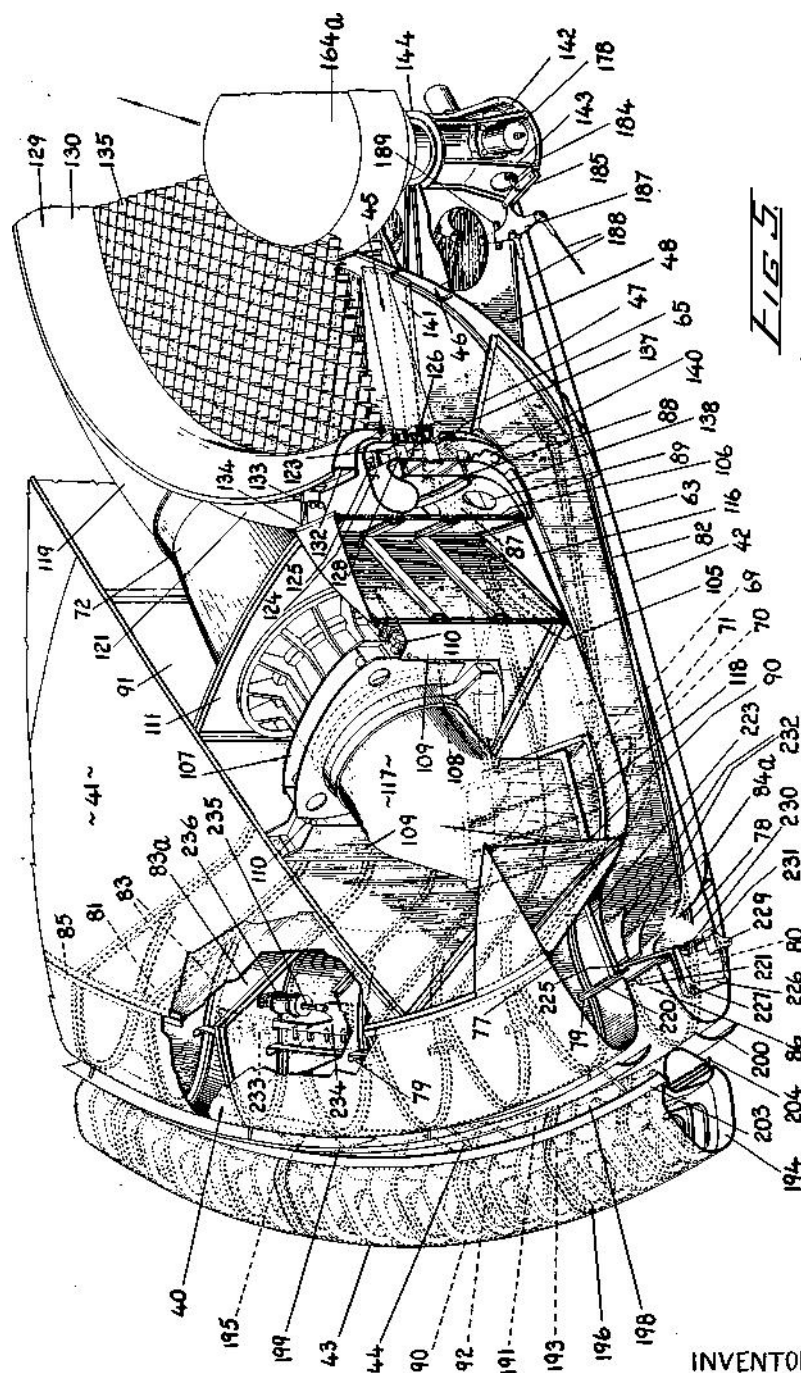
禁止转载
飞机控制系统

1962年8月28日

1959年8月6日提交

31 页-第 4 页

J.C.M.FRO5T



INVENTORS

作者:C.J.威廉斯

一个 ORET

Maybee & Legris

QQ475725346

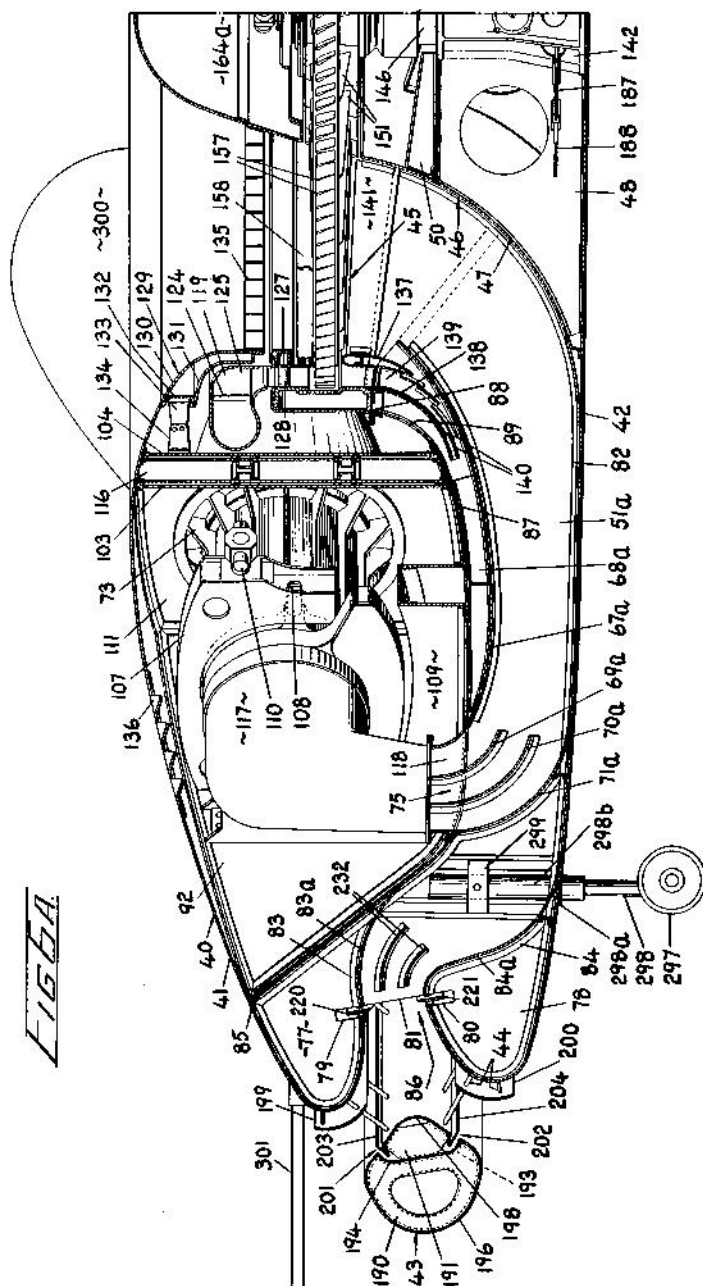
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

51 页-第 5 页

QQ475725346

经过



J.C.M.FR05T
CJ.

发明家 **WILLTAIN**

Maybe & Legris

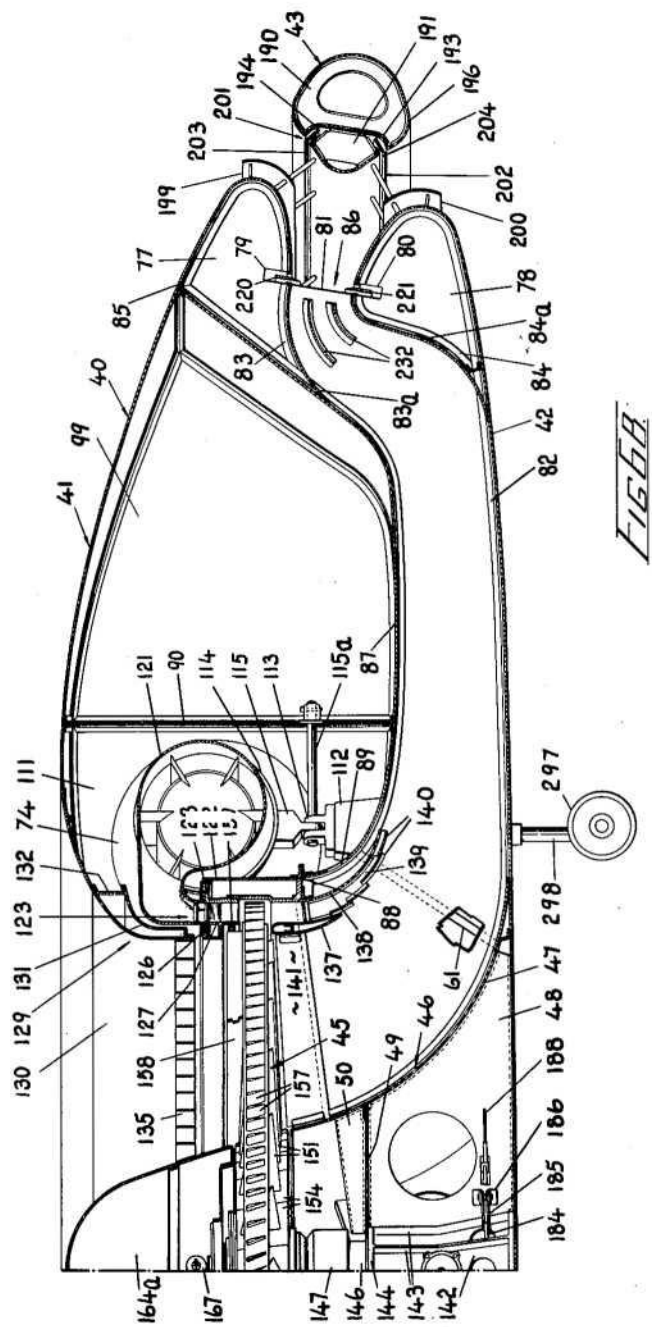
1959 年 8 月

律师

禁止转载
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

31 5.100



BY *Maybee & Legris*

表-表 6

1959 年 8 月 6 日提交

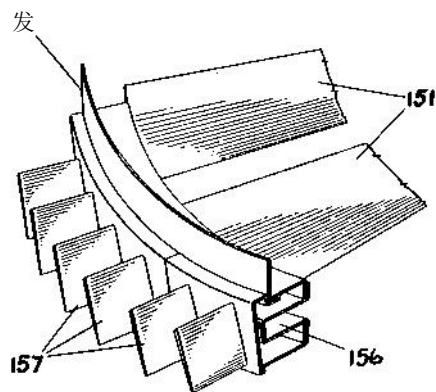
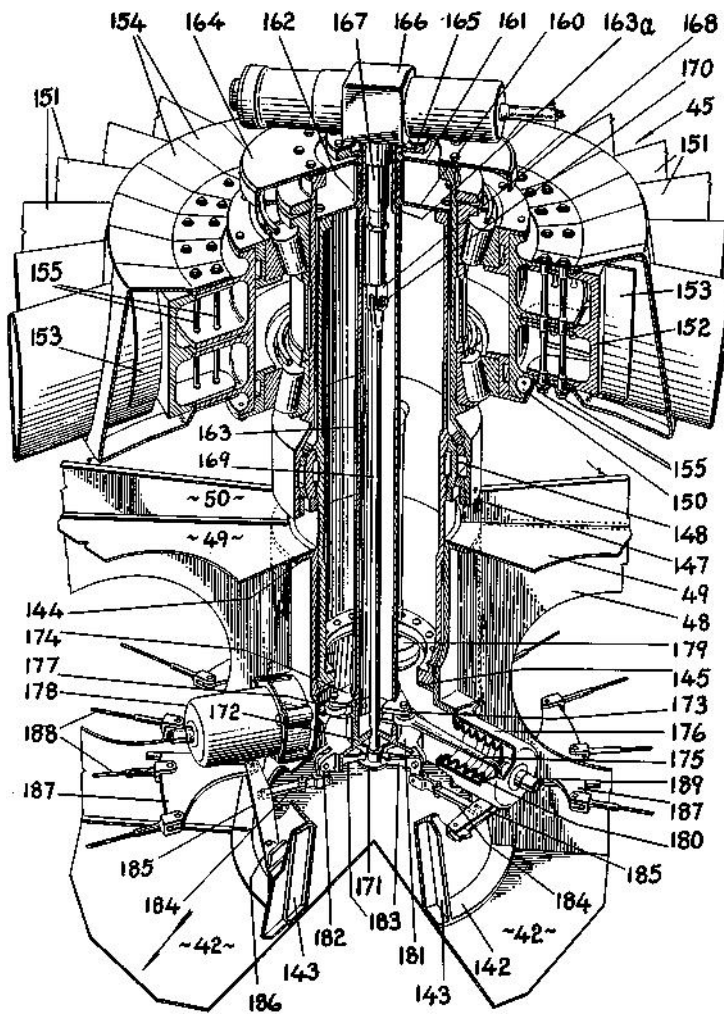
ORCWO-PRC
J. WILLIAMS
O.475725346

KE 或 ET
飞机控制系统

1959年8月6日提交

31 页-第7页
1962年8月28日

158



J.C. M. FROST
JWittlANS
C. 亚特兰大

Maybee Legris
禁止转载

飞机控制系统

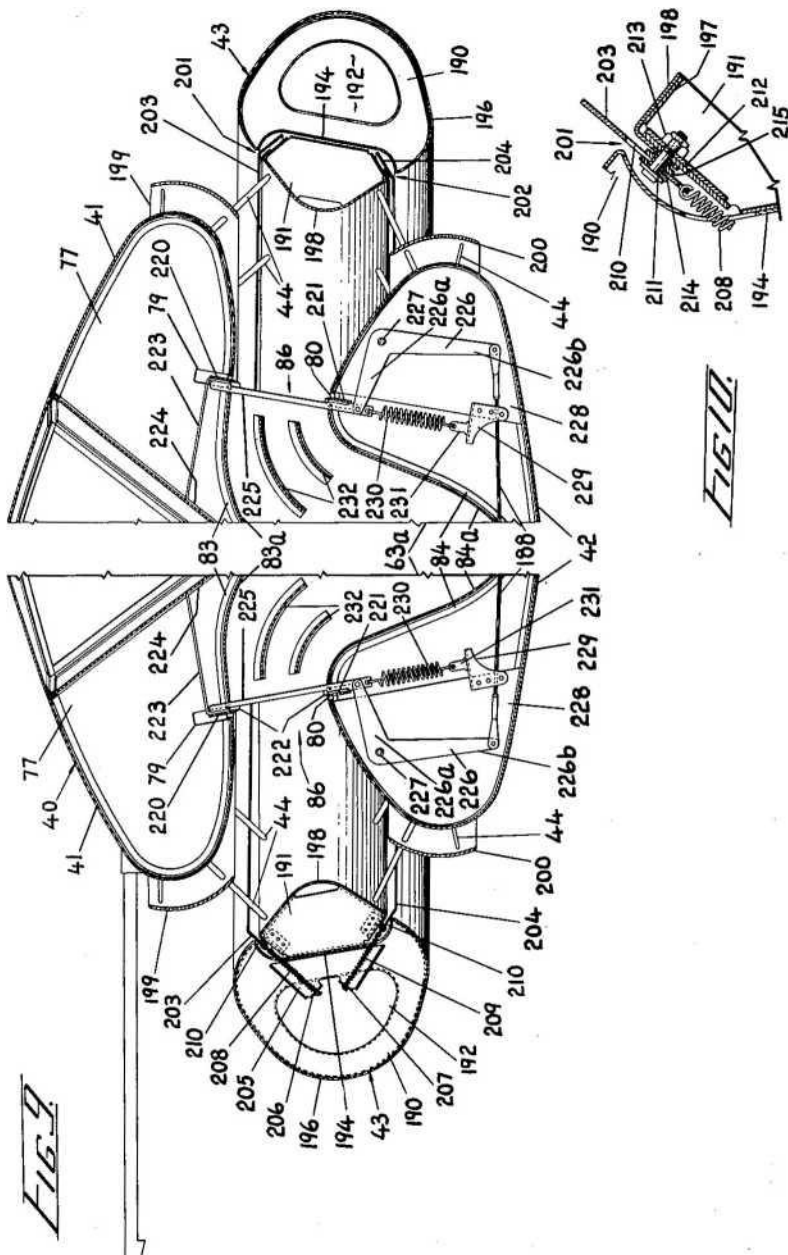
律师

1962 年 8 月 28 日

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 8 页

在尼加拉瓜



J.C.M.

严寒作者:JW

禁止转载

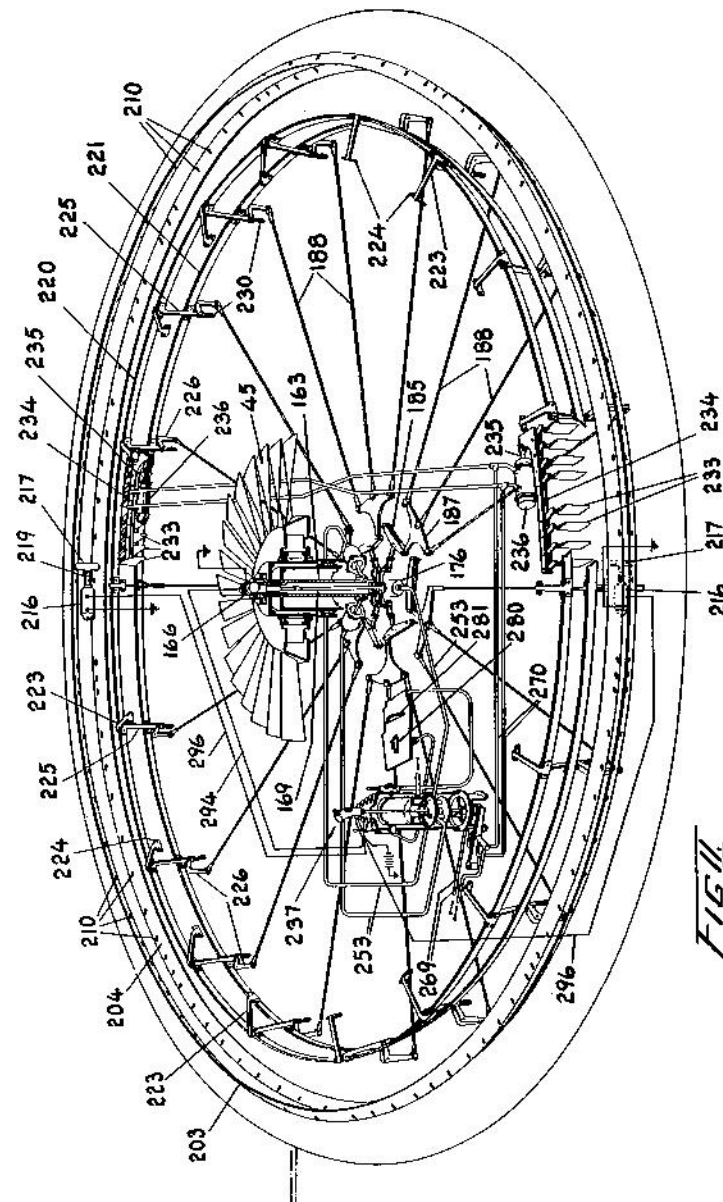
Maybee & Legris

飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日
1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 9 页

发明家-



J.C.M.FR05T
C.J

attokheys, WILLIAMS 经

Legris

禁止转载

律师

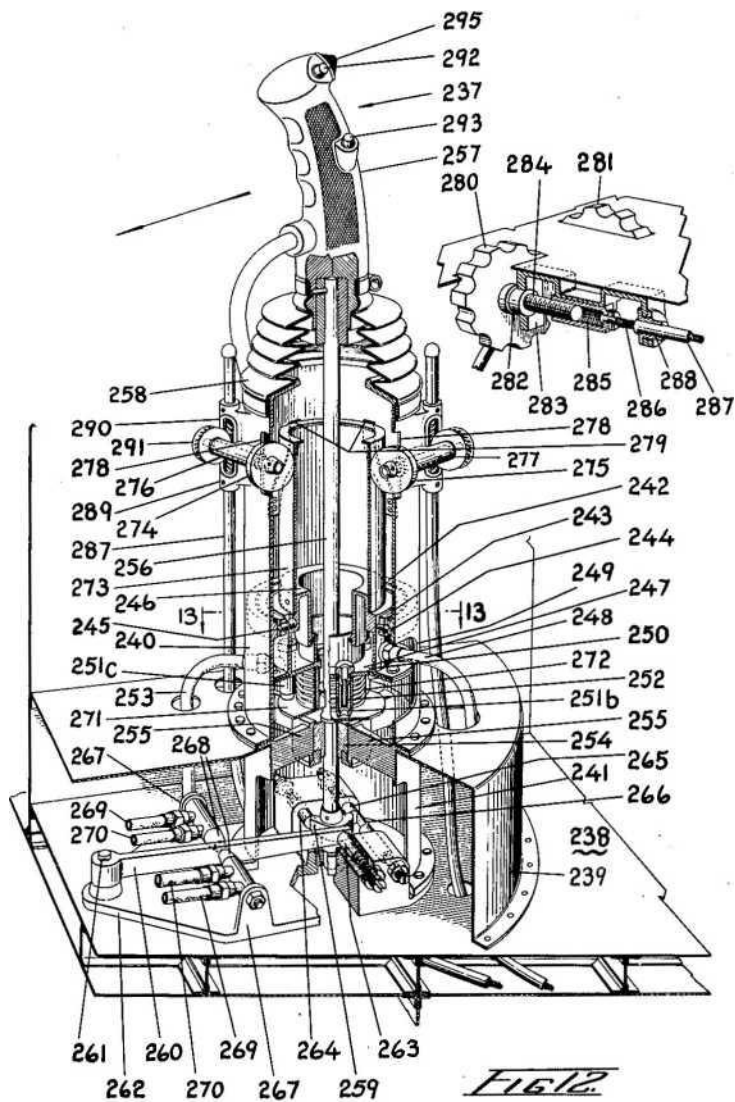
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

31 页-第 10 页

发明者

1959 年 8 月 6 日提交



J.CM. 《霜》作者:CJ 威廉姆斯
QQ475725346

Maybee & Legris
律师

禁止转载
1962 年 8 月 28 日

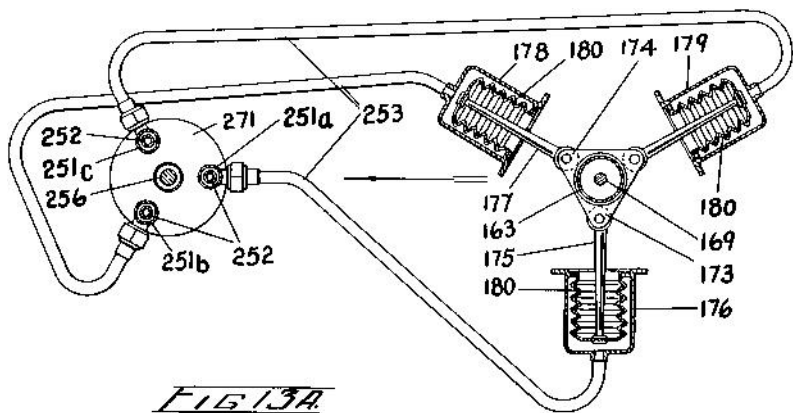
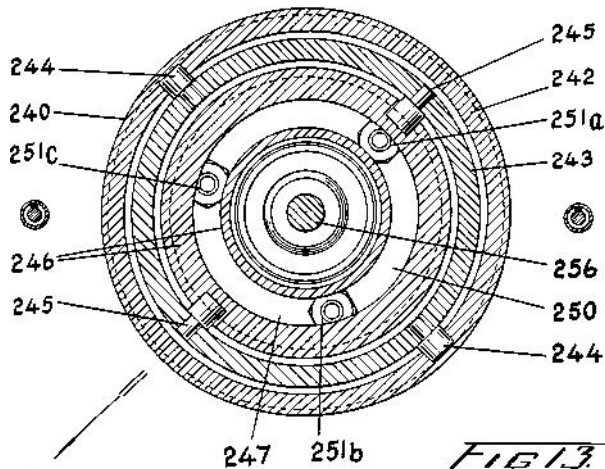
Aug. 28, 1962

J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 11 页



发明家，
J.最高法院 WILLIAMS

律师

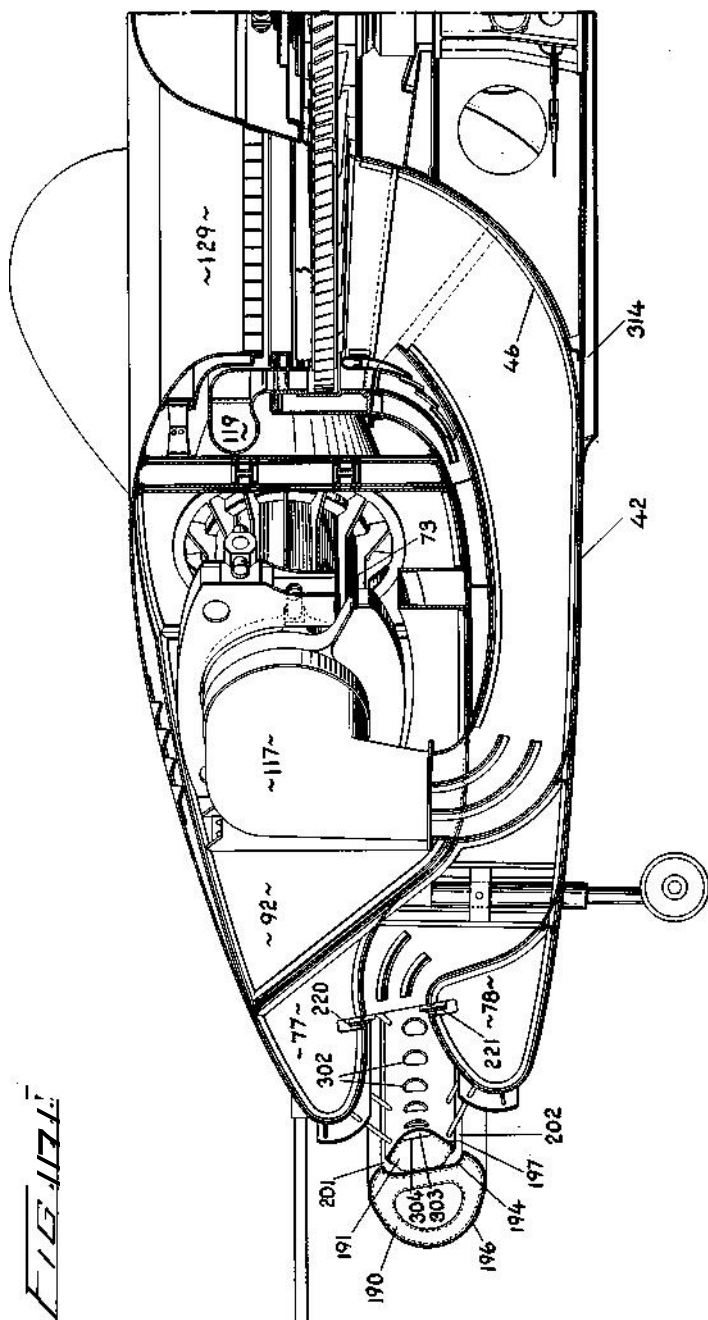
禁止转载

1962 年 8 月 28 日

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 12 页



创造者
J.C.M. FROST
C.JU/nIIAMS

经过

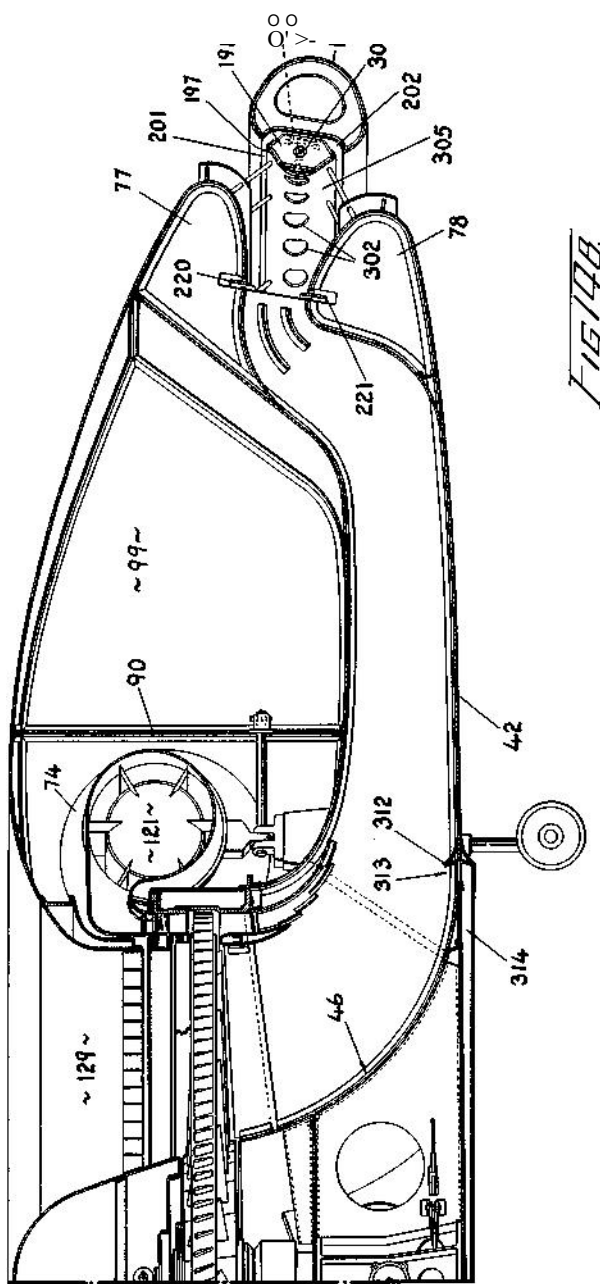
Q 475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 13 页



发明家。

J.C. M. FROST

BY

CJ WILLIAMS

Maybee & Legros

律师

QQ475725346

禁止转载

1962 年 8 月 28 日

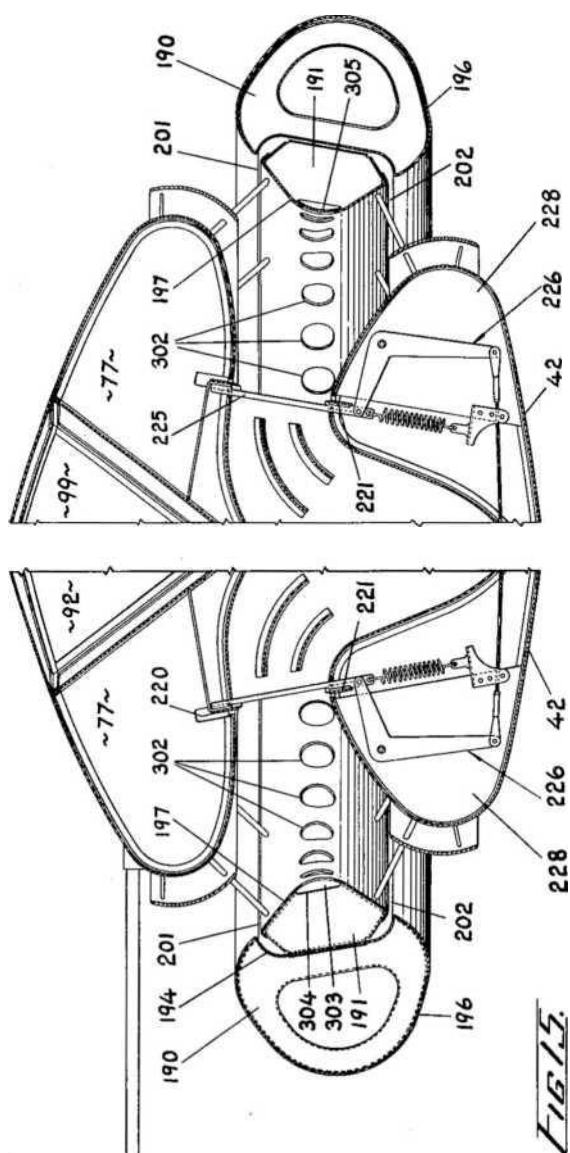
J.C. M. FROST ETAL

3 051 417

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 14 页



创造者
J.C M. FROST
作者:JWILLIAM5

Maybee & Legris

OQ47572534
禁止转载

ATTOKI^EYS

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 417

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 15 页

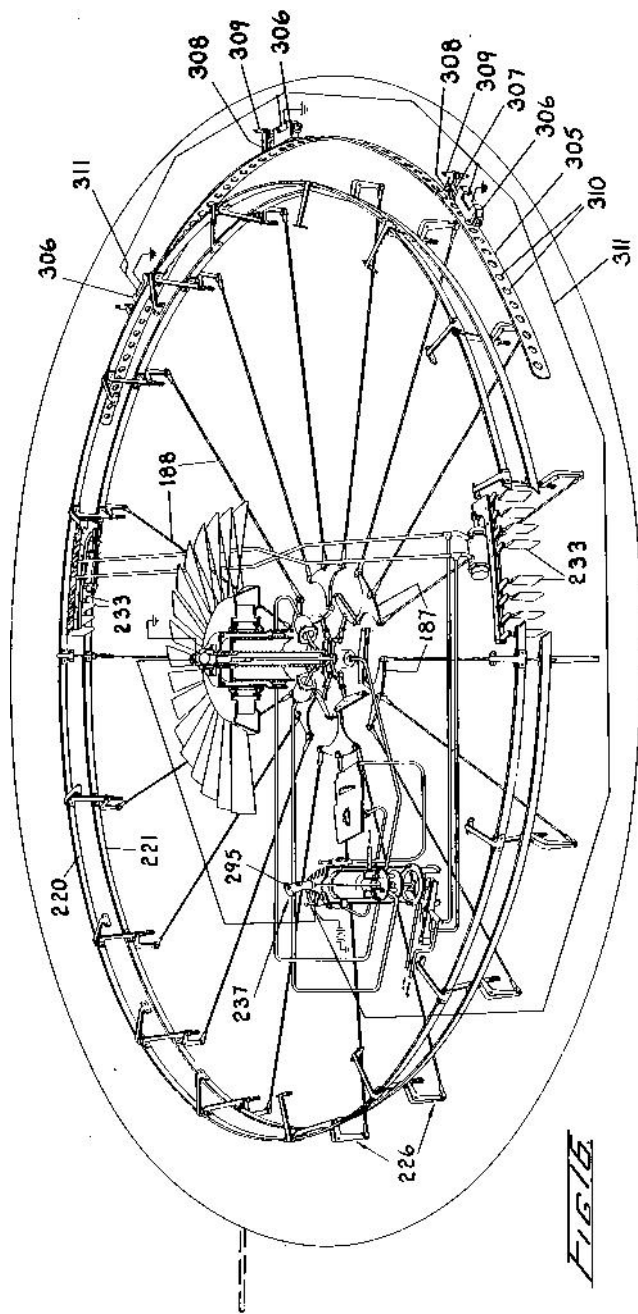


FIG. 16

发明者

J. C. M. FROST

CJAC'ILLIAHS

BY

May be Legris

律师

↑ ORET

QQ475725346

1962 年 8 月 28 日 J. C. M. FROST ETAL 3, 051, 417

飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 16 页

发明者

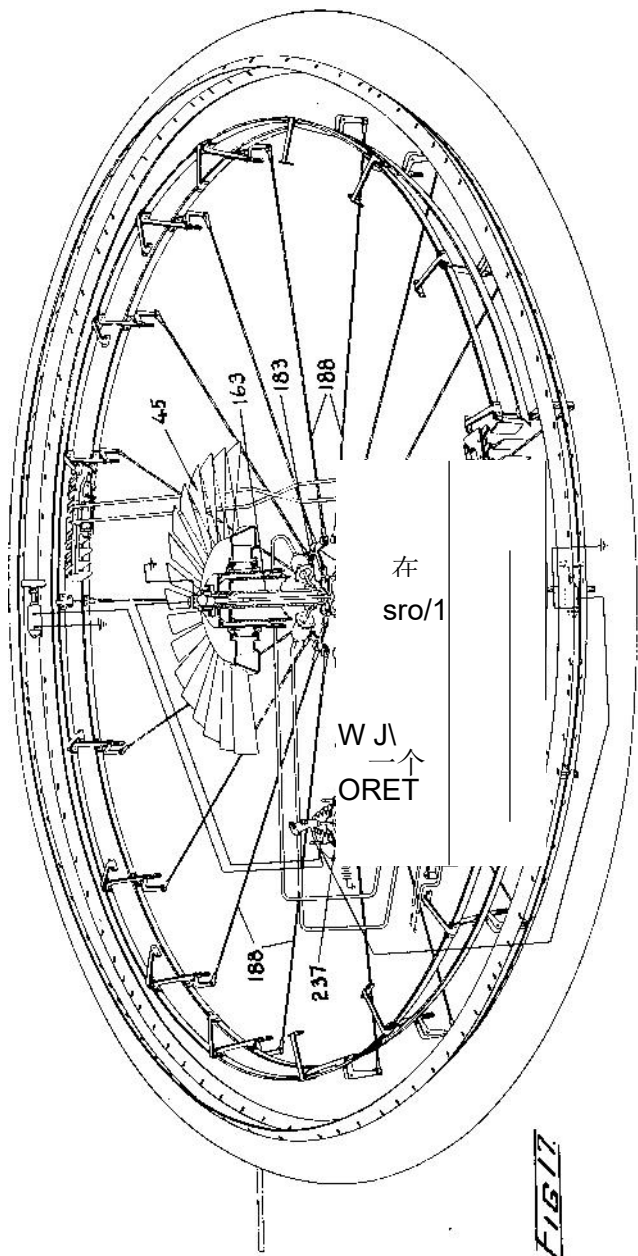


FIG 17

J.C.M.FR05T
C.JVILLIAMS

BY

Maybee & Legris

律师

QQ475725346

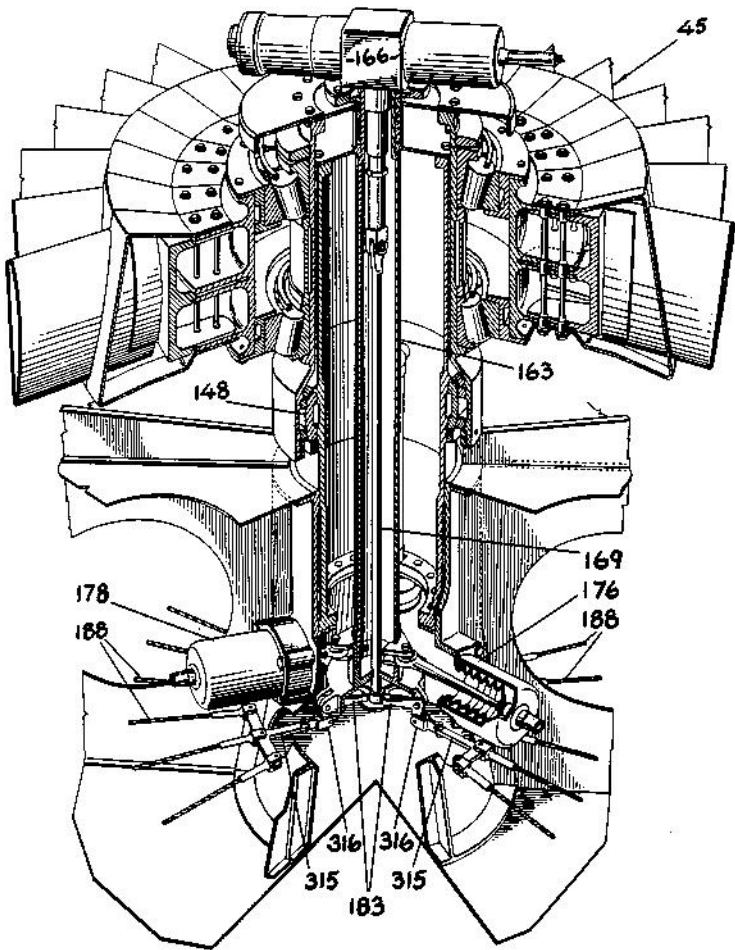
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 17 页

创造者



J.C. M. FROST
1959 年 8 月 6 日提交

律师

QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 8 月 28 日

发明者

飞机控制系统 31 页-18 页

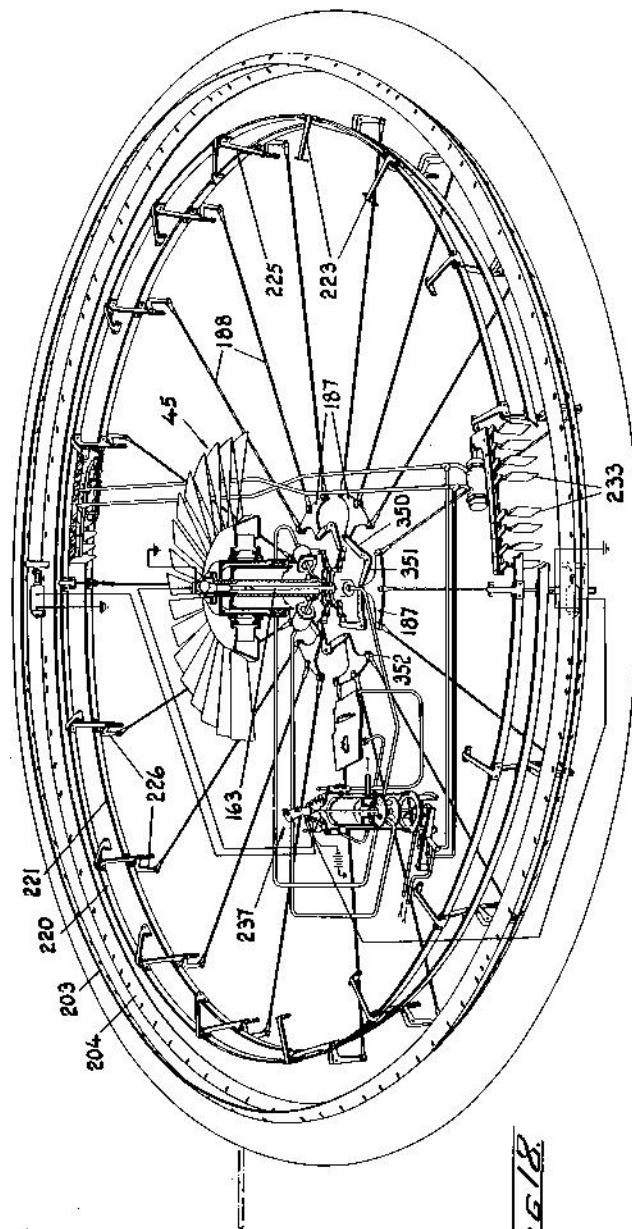


FIG. 18

J.C.M.
严寒

C.J.V/ILLIAMS
&

BY *Maybee Segris*

↑ 律师的
ORET

QQ475725346

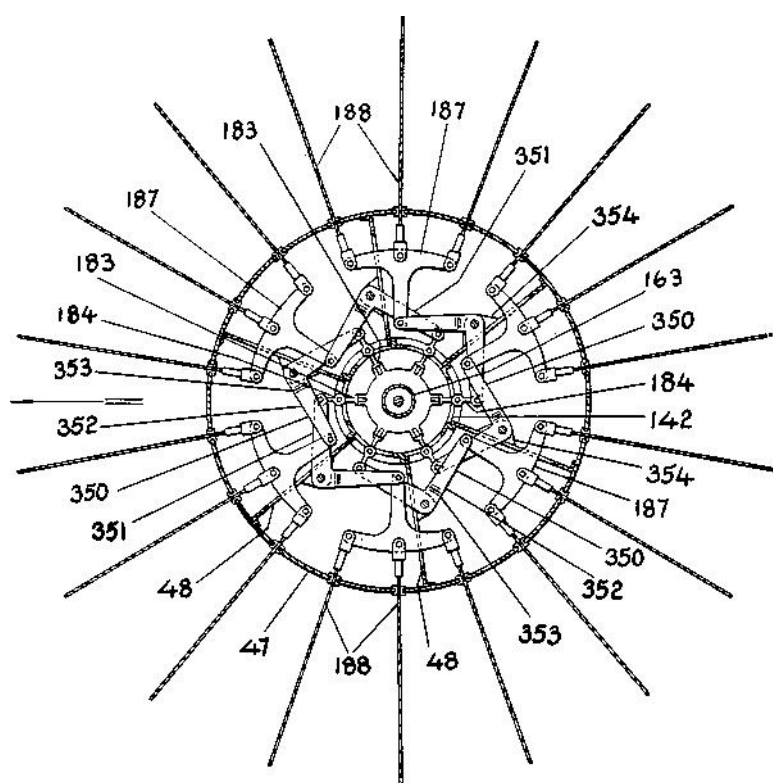
1962 年 8 月 28 日

飞机控制系统

律师的

31 页-第 19 页

经过



威廉 5 号
Q473725346 ONE OR
Maybee & Legris

阿通吉

飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 20 页

21

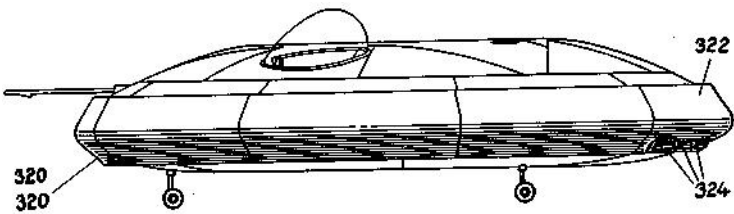
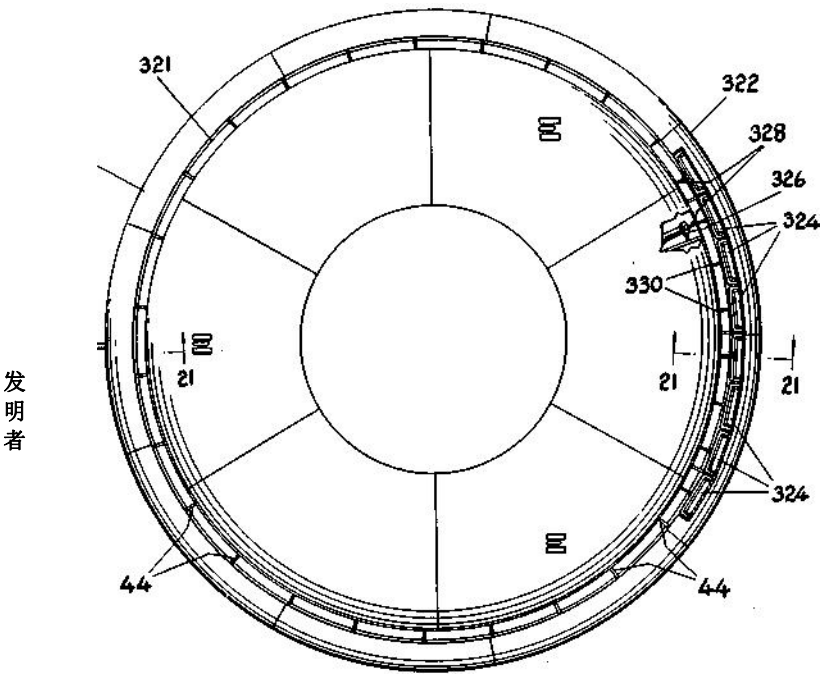


FIG 19



发明者

FIG 20

J.C. M. FKOST
C.JU/ILLIAHS
律师
BY *Maybee* 律师 *Legris*
一个 ORET

QQ475725346

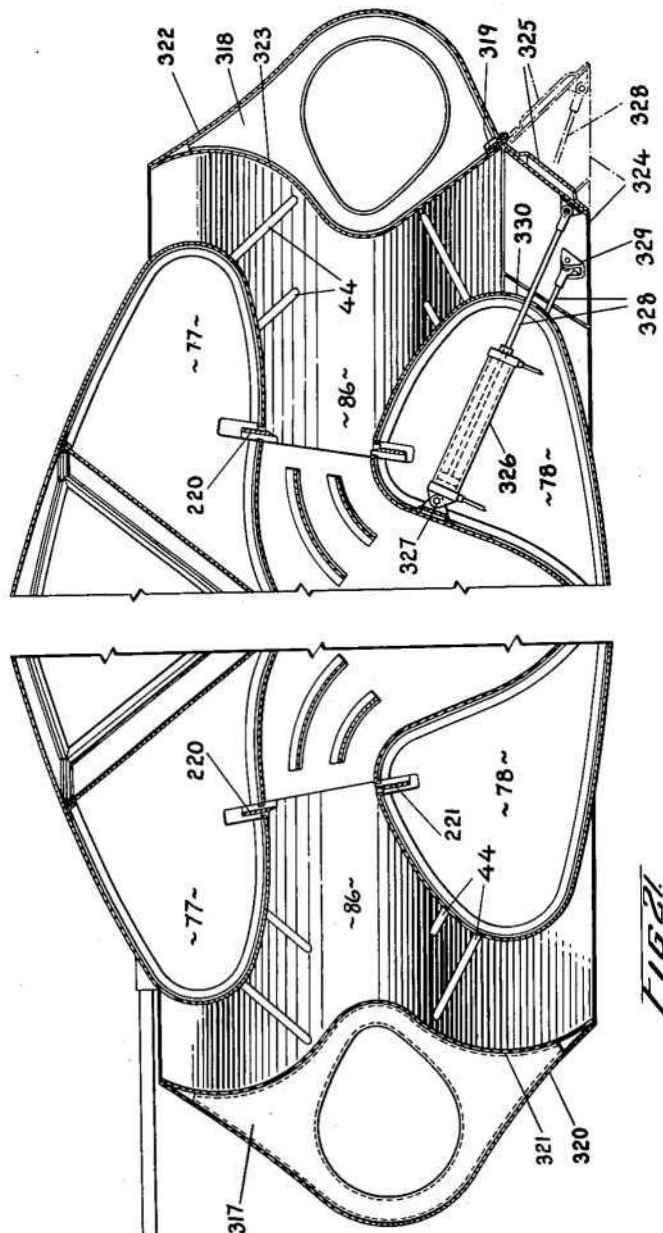
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

发明家,

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 21



J.C.M.
严寒
BY C.JJ WILLIAMS
Maybe 飞机控制系统

QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 8 月 28 日

发明者

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 22

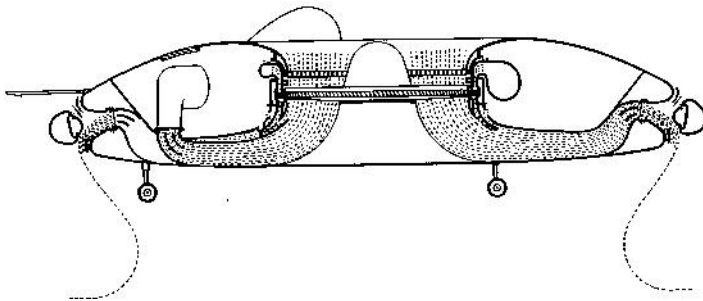


FIG 22

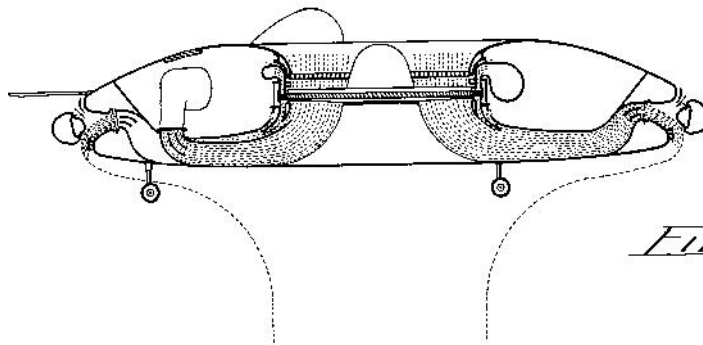


FIG 23

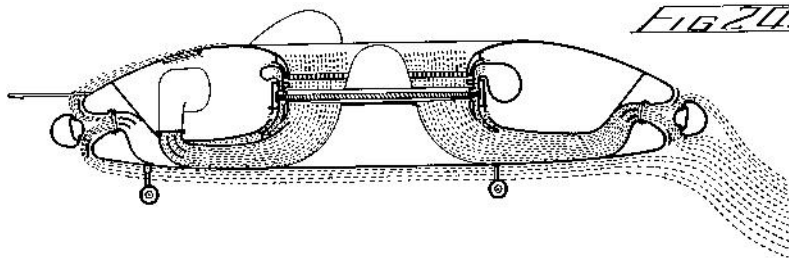
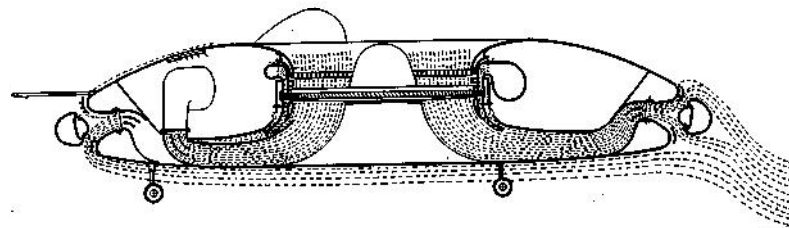


FIG 24



J.C.M.

严寒 C.J

威廉的 ■ttorney

律师

禁止转载

发明家。

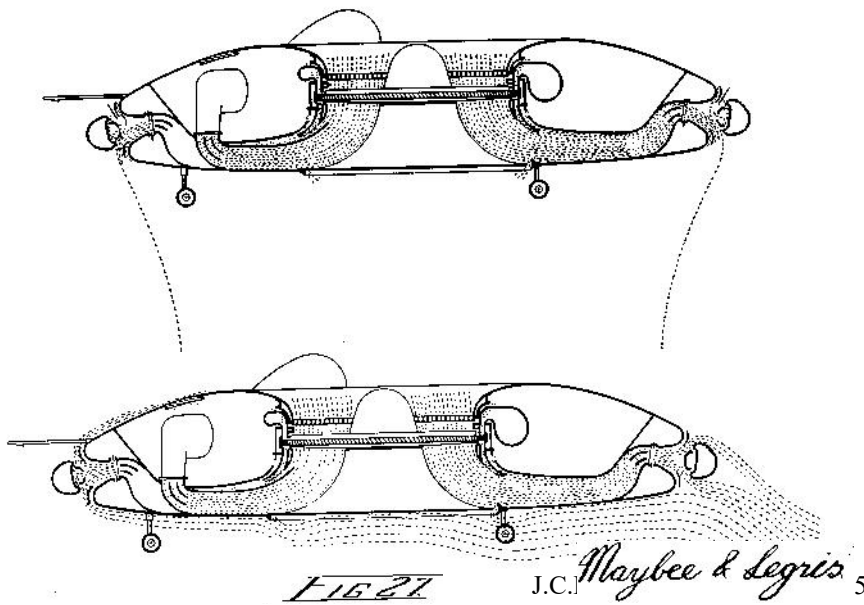
1962 年 8 月 28 日

J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 23



1962 年 8 月 28 日

J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

1959 年 8 月 6 日提
交

律师

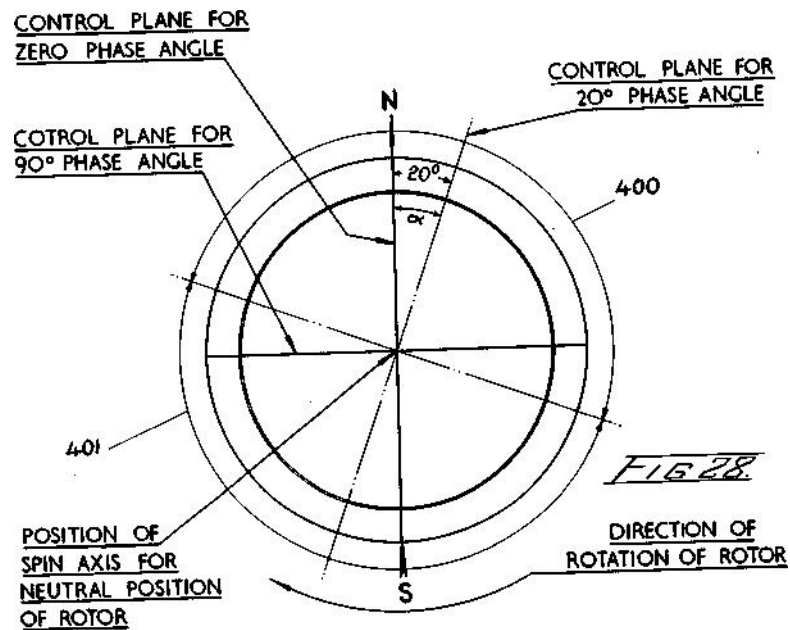
1962 年 8 月 28 日

J. 弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

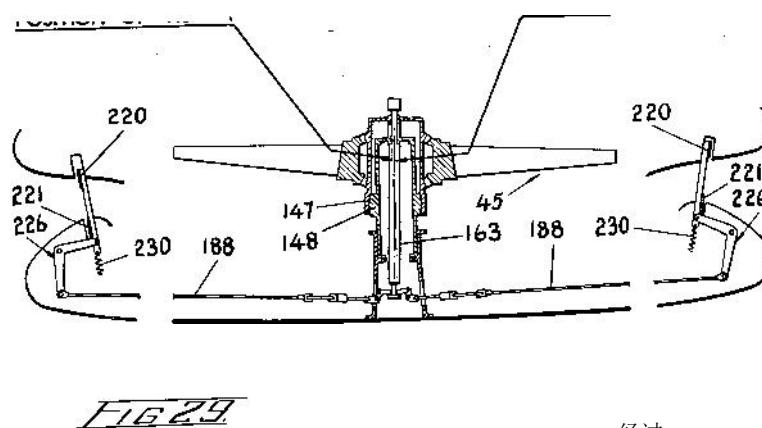
31 页-第 24 页

转子中性位置的旋转轴位置



转子倾斜位置的旋转轴位置

发明者



经过

1962 年

8 月 28

j. c

. ri

.

Mayhew & Legris

m. 弗罗

斯特等

律 3 第 051,

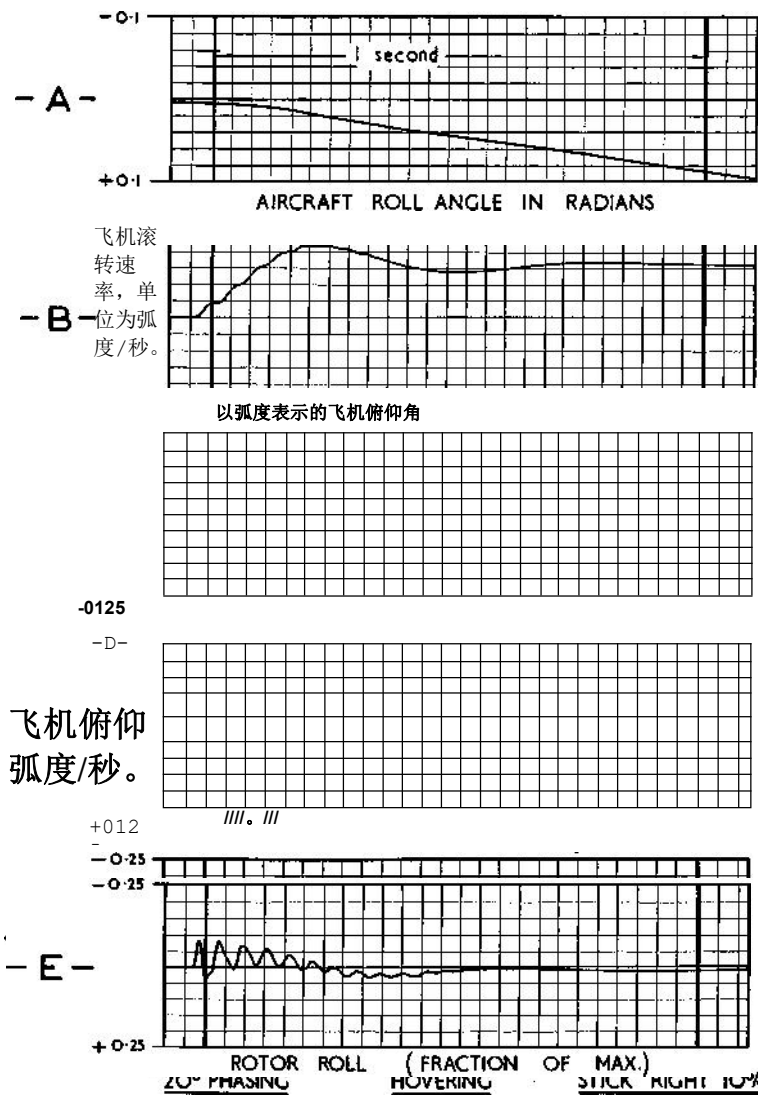
417

QQ475725346
ONE OR ET

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交 31 页-第 25 页

+ 0125



发明者

J.C.M.FR05T
CT.tfrtliAMS-
1959 年 8 月 6 日提交

Legris

QQ475725346
ONE OR ET

律师

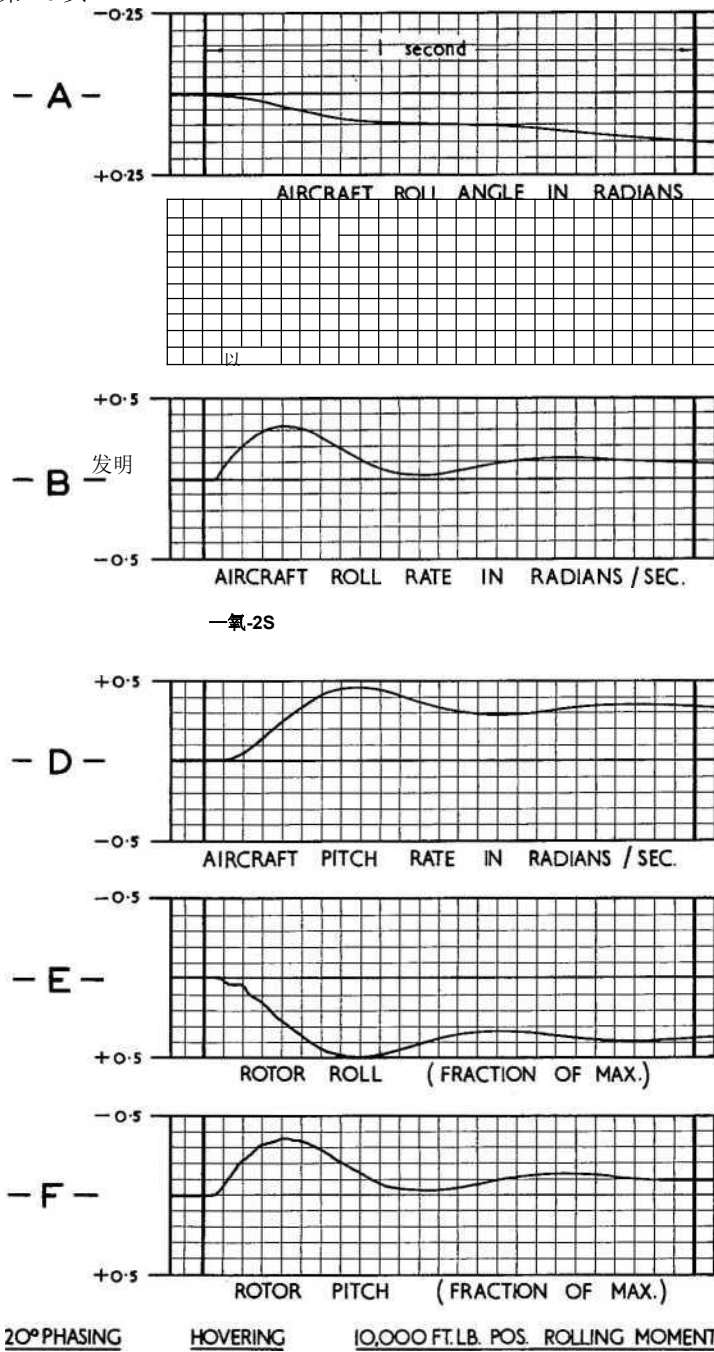
1962年8月28日

J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

31 页-第 26 页

—1



吴诉

律师 & Legris
QQ475725346

1962 年 8 月 28 日

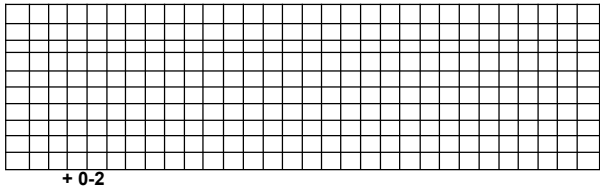
J.弗罗斯特等人
飞机控制系统

3 051 417

禁止转载

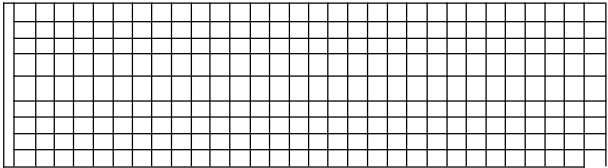
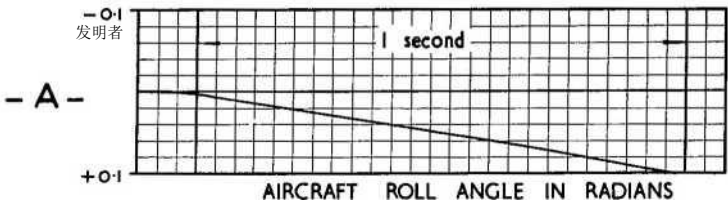
飞机滚转速率，单位为弧度/秒。

1962 年 8 月 28 日 J. C. m .弗罗斯特等 3, 051, 417
飞机控制系统

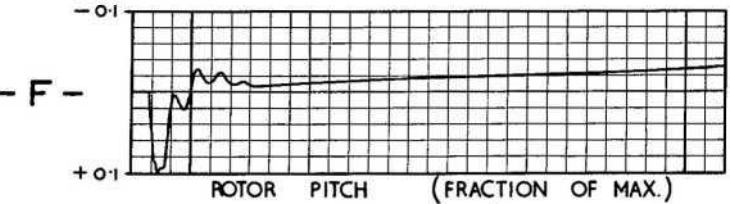
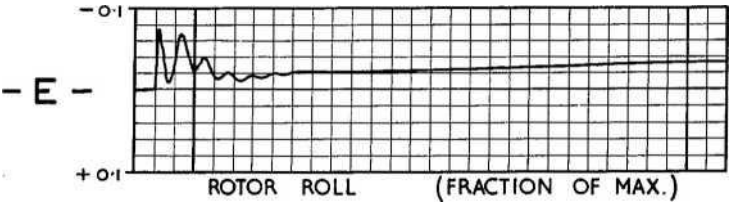
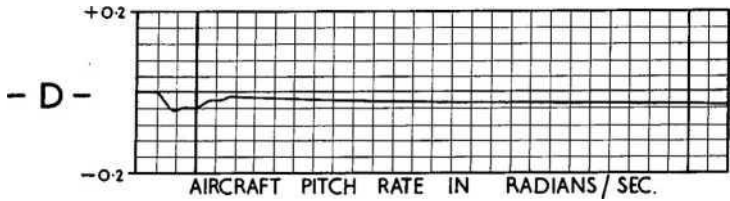


Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 27



QQ475725346



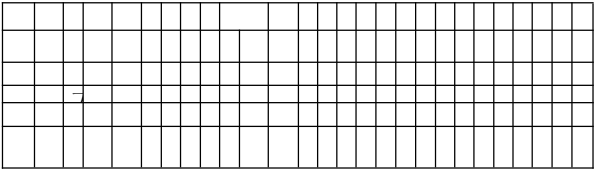
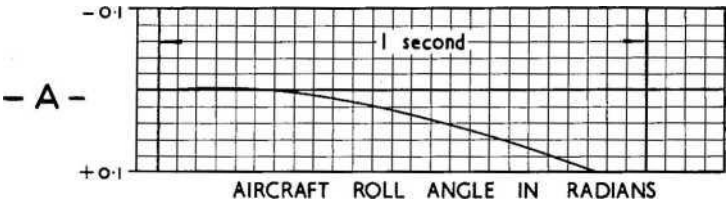
20° PHASING

265 KNOTS AT SEA LEVEL

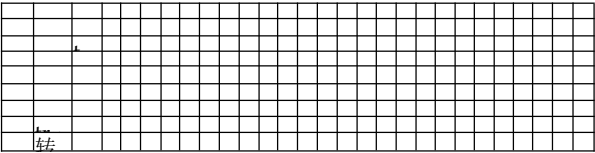
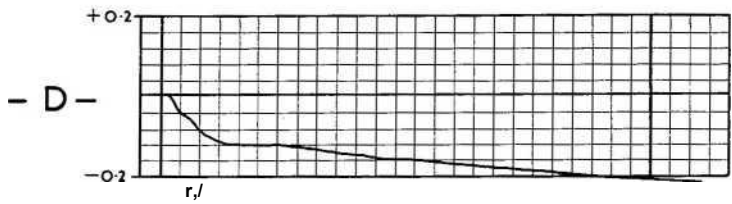
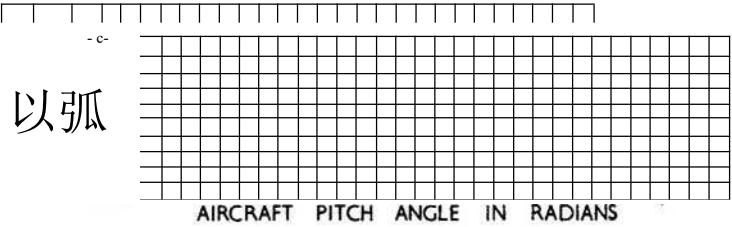
STICK RIGHT 10%

J.C.M.
严寒以弧度表
BY C.J. WILLIAMS
Maybee & Legris
律师

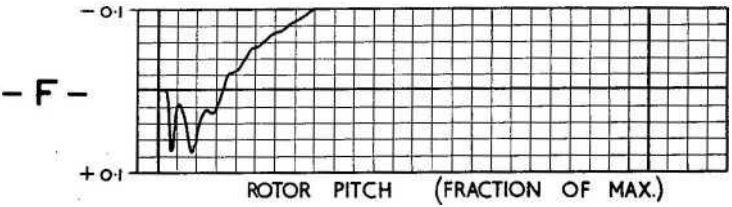
禁止转载
Z



1959 年 8 月 6 日提交



向前移动 IPTo



20° PHASING 265 KNOTS AT SEA LEVEL 发明家,

FIG. 33.

一个或一个以上
J.C.M. FROST
C.J. WILLIAMS
BY *Mayke & Legris*
ATTORNEYS

QQ475725346

1962 年 8 月 28 日

J.C. M. FROST 等人 3, 051, 417
飞机控制系统

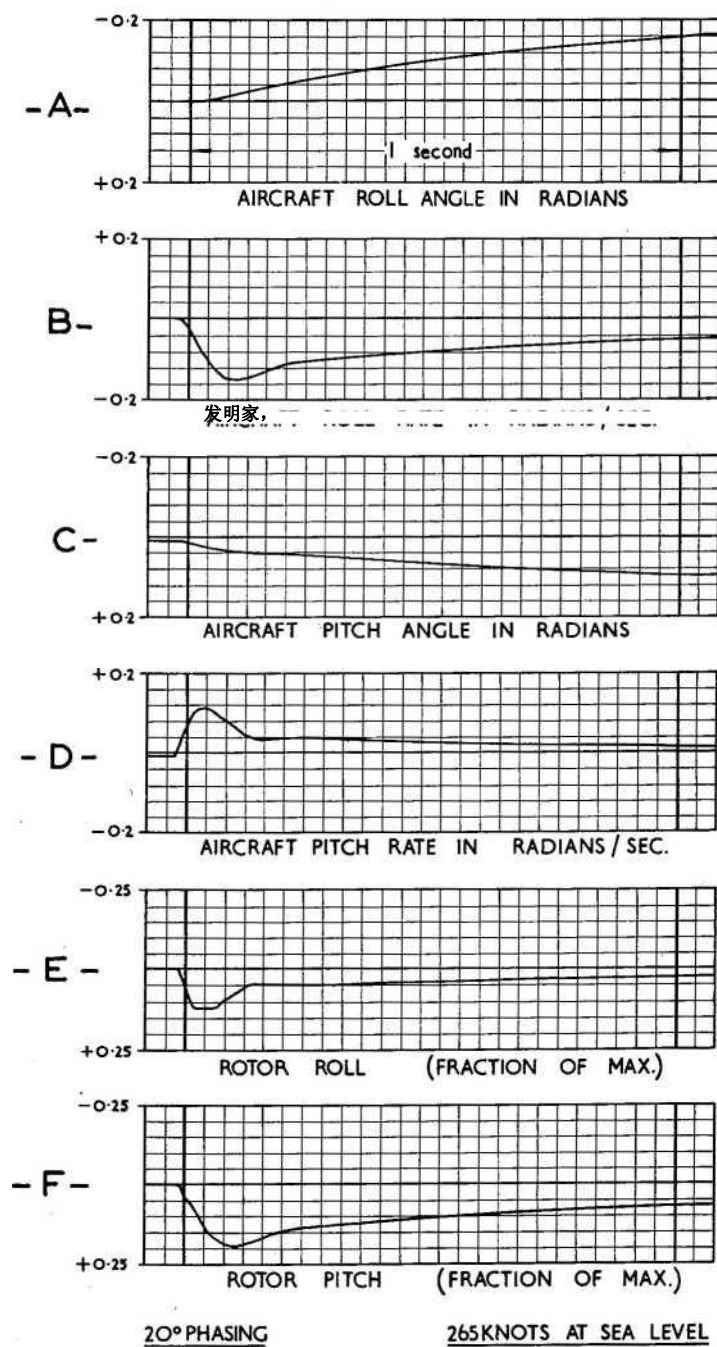
飞机控制系统

1962 年 8 月 28 日

飞机滚转速率，单位为弧度/秒。

Filed Aug. 6, 1959

31 Sheets-Sheet 29



BV ioft/秒。锐边上
J.C.M. FROST
C.J. WILLIAMS
禁止转载 Maybee & Legris
ATTO^VTyS

1959 年 8 月 6 日提交

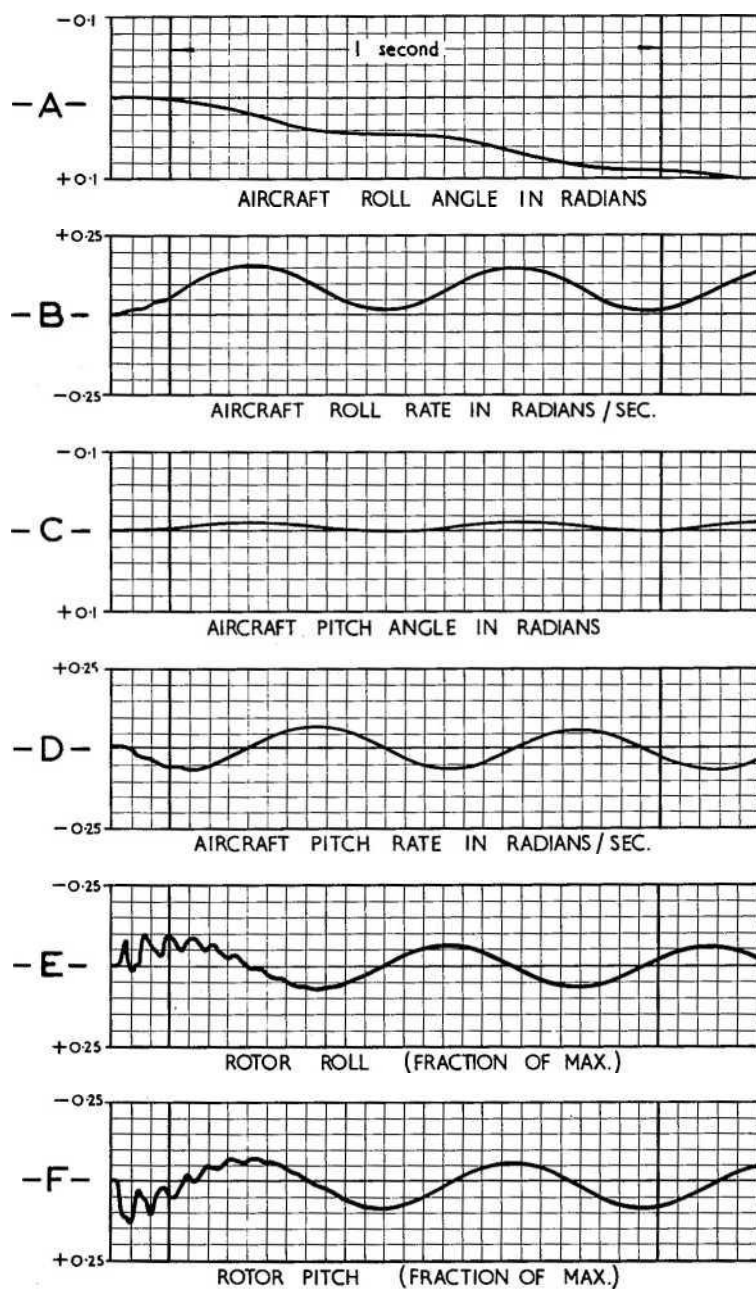
1962 年 8 月 28 日

J.C.M. FROST ETAL 3, 051, 417

飞机控制系统

31 页-第 30 页

零相位悬停



向右倾斜输入输出%

发明家。

J.C.M.
严寒
ATro/wEY
S

ATro/wEYS

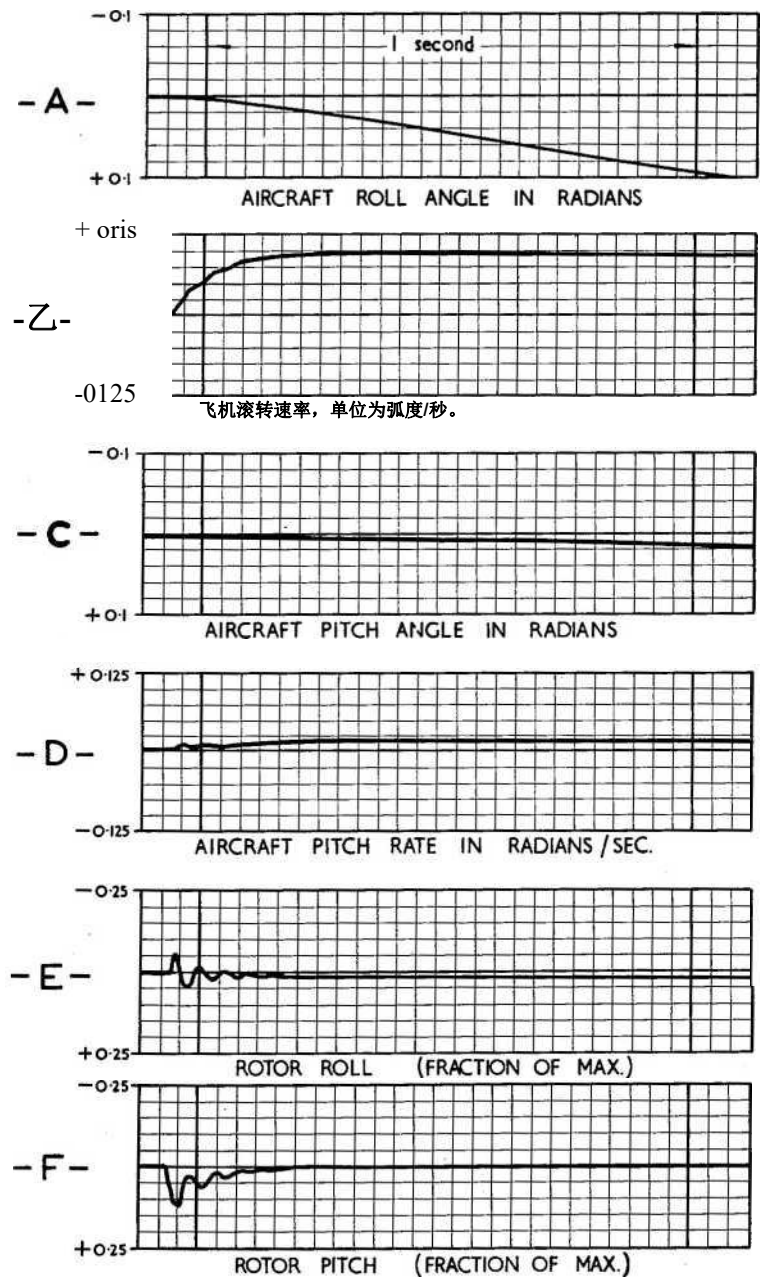
QQ475725346
禁止转载

1962 年 8 月 28 日, J. c . m . FROST ETAL 3, 051, 417

飞机控制系统

1959 年 8 月 6 日提交

31 页-第 31 页



飞机滚转速率, 单位为弧度/秒。

90 相位

徘徊

向右滑动 107o

FIG 36.

创造者
J.C.M.HRST
BV y/ C.J.WILLIAM5

fwfORAYS

禁止转载

QQ475725346

3 051 417
飞机控制系统
安大略省乔治敦的约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特
加拿大安大略省唐斯维尔市克劳德·约翰·威廉姆斯公司，是加拿大安大略省马尔顿市阿夫科飞机有限公司的
转让人
于 1959 年 8 月 6 日提交，爵士。第 832，405 号
17 索赔。(CI. 244-79)

本发明涉及飞机控制系统，更具体地说，涉及一种用于飞机的控制系统，该飞机具有机身结构和出口喷嘴，该出口喷嘴布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置排放。
在 1957 年 9 月 17 日的共同未决申请序列号 684，615(其是 1955 年 4 月 18 日的专利申请序列号 502，156 的延续，现已放弃)中公开了这种飞机的一个例子，该申请由约翰·杜伯里、约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔提交。该申请描述了一种圆形飞行器，其具有通常为透镜状的机身结构，该机身结构由相对的翼型表面包覆，该翼型表面提供升力产生表面。该飞机在该结构中包括气体置换通道，该气体置换通道具有入口和邻近该结构外围的大致环形的出口。提供了用于推动气体在相对于飞机偏航轴线的多个离心方向上从入口到出口流过通道，并从偏航轴线的大致径向 30° 的出口在围绕周边分布的多个位置高速喷射气体的装置。气体引导装置设置成与出口相关联，并且可调节以选择性地改变气体离开出口的方向。在申请序列号 684，615 中公开的飞行器的优选形式中，气体引导装置包括周边柯恩达喷嘴，该喷嘴包围出口以改变喷射气体的流动方向。
本发明的一个目的是在具有出口喷嘴的飞行器中提供一种控制系统，该出口喷嘴布置成在飞行器主体结构周围分布的多个位置处排放推进气体，该控制系统在飞行器遇到导致倾斜率的扰动时减小飞行器的发散。
现在将参照附图通过示例的方式描述本发明，在附图中，相同的附图标记在几个视图中表示相似的部分，其中：

图 1 是根据本发明的飞机 50 的侧视图；
图 2 是图 1 所示飞机的平面图，去掉了几块机翼上表面的面板，以显示发动机的位置。
图 3 是图 1 和 2 的飞机的部分平面图，部分剖开，部分剖开；
图 4 是处于部分组装状态的飞机的一部分的透视图，示出了飞机的肋结构；
图 5 是类似于图 4 所示的 60° 完整飞机的一部分的透视图，并且被部分剖开以示出飞机的内部结构；
图 6A 和 6B 一起构成了图 6，图 6 是图 3 中沿 6-6 上的飞机 65 的纵向剖面图；
图 9 是沿图 3 的线 9-9 截取的飞机外侧部分的剖面图；
图 10 是示出用于将沐浴者支撑在外侧身体结构上的装置的细节；

图 7 是转子轴和轴承的部分截面透视图，还示出了飞机控制装置的一部分；
图 8 是涡轮叶片的详图

图 11 以图解形式显示了飞机的控制系统；
图 12 是构成图 11 控制系统一部分的飞行员控制柱的部分剖面透视图；
图 13 是沿图 12 的线 13-13 截取的图 12 的控制柱的横截面；
图 13A 是显示图 11 的控制系统的一个部分之间的相互关系的示意图；
图 14A 和 14B 一起构成图 14，图 14 是形成本发明第二实施例的飞机的大致纵向截面；
图 15 是类似于图 9 的图 14 飞机外侧部分的横截面图；
图 16 以图解形式示出了图 14 和 15 的飞机的控制系统；
图 17-以图解形式示出了图 1 至 13 的飞机的改进的控制系统；
图 17A 是图 17 所示转子轴和轴承的部分截面透视图；
图 18 是类似于图 17 的用于图 1 至 13 的飞机的进一步改进的控制系统视图；
图 18A 是图 18 所示连杆机构的放大详图；
图 19 是构成本发明另一实施例的飞机的侧视图；
图 20 是部分剖开的图 19 的飞机的仰视图；
图 21 是图 20 中线 21-21 的大比例横截面图；
图 22 以图解形式显示了图 1 至 13 的飞机起飞时的气流；
图 23 以图解的形式显示了当飞机离地面足够高以避免“地面缓冲”效应时，从图 1 至图 13 的飞机流出的气流；
图 24 以图解形式显示了当飞机向前飞行时，来自图 1 至 13 的飞机的气流；
图 25 以图解形式显示了来自图 1 至 13 的飞机的气流，以在飞机上产生“抬头”力偶；
图 26 以图解形式显示了图 14 至 16 的飞机在起飞过程中的气流；
图 27 以图解形式显示了图 14 至 16 的飞机在向前飞行期间的气流；
图 28 是表示转子和主气体偏转装置之间的相角关系的示意图；
图 29 是显示主气体偏转装置响应转子倾斜的操作的示意图；
图 30 至 34 是显示图 1 至 13 的飞机对某些控制条件的响应的曲线图；
图 35 是显示具有图 17 和 17A 的控制系统飞机对控制条件的响应的一组曲线图；和
图 36 是一组曲线图，显示了具有图 18 和 18A 所示改进控制系统的飞机的响应。
现在参考图 1、2 和 3，所示的飞机包括内侧机身结构 40，

图 8 是显示转子周的详图

其通常是透镜形的，并由提供相对的翼型表面的上下蒙皮覆盖。提供上机翼表面的蒙皮用 41 表示，提供下机翼表面的蒙皮用 42 表示。上下翼面提供升力发展面。包围内侧主体结构的是外侧主体结构 43，该外侧主体结构 43 通常呈环或圆环的形式。外侧主体结构 43 由多个辐条 44 以与内侧主体结构 4 的周边并列间隔开的关系支撑。安装在内侧机身结构内的是一个转子，在图 3 中用 45 表示，当转子处于平行于飞机弦平面的“中立”位置时，该转子被布置成绕垂直于飞机弦平面的旋转轴线旋转。旋翼的中性位置是相对于飞机机身结构的位置；例如，当飞机水平时，下文描述的飞机的旋翼在旋翼水平时处于中立位置。转子的旋转推动气体在飞机内流动，并且气体从设置在内侧和外侧机身结构之间的喷嘴排出，这将在下文描述。

在整个说明书和权利要求书中，为了方便起见，使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外側”)和“内侧”(或“內側”)分别表示离转子旋转轴的更大和更小的距离。术语“垂直”、“向上”和“向下”表示大致垂直于上下机翼表面之间的中间或弦平面的方向。

还使用了飞机机身轴线系统；在所示的飞机中，偏航轴是对称轴，当旋翼处于中立位置时，偏航轴与旋翼的自旋轴重合。纵轴是对称平面与弦平面的交点；横轴与纵轴和偏航轴成直角相交。

现在参照图 1 至图 6，但更具体地参照图 4 至图 6，飞机建造在由多个沿偏航轴线径向设置的肋组成的骨架上；在将要描述的实施例中，有 54 个肋，这些肋在其内侧端连接到通常用 46 表示的截头圆锥形中心柱上。中心柱 46 是中空的，并具有截头圆锥形外壁 47；支柱通过径向和水平腹板 48 和 49 在内部得到加强。通道部分的另外的径向腹板 50 加强了水平腹板 49 上方的中心柱，但是没有延伸到壁 47 的上边缘。

肋 51(见图 4)具有内侧端 52，该内侧端 52 向上延伸至壁 47，与腹板 50 的顶部大致齐平；类似于肋 51 的肋在下文中称为主肋。从肋 51 沿顺时针方向围绕飞机计数，每三个肋是一个主肋；因此，例如，具有内侧端 54 的肋 53 和具有内侧端 56 的肋 55 是主肋。在肋 53 和 55 之间是两个短肋 57 和 58，分别具有内侧端 59 和 60，它们延伸到类似于图 6B 中内侧端 61 所示的位置。飞机另一部分的类似短肋骨。除了与三个主肋相邻的肋之外，每对主肋之间有两个短肋。

所述三个主肋中的一个肋 5' 1，在该肋的任一侧是中间肋 62 和 63，它们分别具有内侧端 64 和 65，如图 4 和 5 所示，延伸到截头圆锥形壁 47 的部分位置，并位于短肋的内侧端位置和主肋的内侧端位置之间。每个肋 62、63 的上边缘被释放，如 6 美元 FIGURE 1v[^] fot.the 肋 63 所示。-。

■该浮雕沿入口延伸

每个肋 62、63 的上边缘的内侧部分将这些肋的上边缘的内侧部分降低到肋 51 的上边缘之下。在每个中间肋 62、63 和肋 51 两侧的下一个主肋之间是一个短肋，类似于

肋 57、58 和上边缘上的凸起 66

中间肋 62、63 将所述上边缘的内侧部分降低到邻近中间肋的短肋的上边缘之下。在中间层上边缘的凸起部分之间延伸

中间肋和肋 51 通常有水平分隔壁 67。参见图 4，大致垂直的气体偏转壁 68 布置在分隔壁 67 的上表面上，以将在分隔壁 67 上方向外流动的气体偏转到其间的径向空间中

中间肋 62、63 和它们相邻的短肋，其目的将在下文描述。在分隔壁 67 的外侧终端，布置了一系列三个偏转叶片 69、70 和 71，以向上偏转来自分隔壁 67 下方的空气。偏转叶片在肋 51 的任一侧延伸，并在肋 62 和 63 之间延伸。此外，叶片 69 和 70 在肋 5f、62 和 63 的上边缘上方延伸，而叶片 71 终止于肋 51、62 和 63 的上边缘，见图

4.肋 62、63、分隔壁 67、下机翼。外壳 42 和叶片 69、7 和 71 限定了燃气涡轮发动机的进气口，这将在下文描述。

参考图 2，飞机具有三个布置在内侧机身结构内的燃气涡轮发动机 72、73 和 74，以供应高速气体来旋转载子 45。

发动机通常布置成与转子的外围相切，并以 120° 间隔

开绕转子旋转轴 35° 间隔。对于发动机 72、73 和 74 中的每一个，都有类似于前述的进气口。发动机 73 的进气口在图 3 中总体用 75 表示，发动机 74 的进气口总体用 76 表示

40 和 76，发动机的进气口为 72

图 4 和图 5 中所示的一个，并且布置在飞机纵轴的左侧，可以说是进气口 76 的镜像。发动机 73 的进气口 75 在位于飞机纵轴上的主肋 51a 的任一侧延伸。如果这个

肋被认为是形成飞机骨架结构的五十四个肋中的第一个，然后，在图 3 中顺时针计算，进气口 76 在第十九肋 516 的任一侧延伸，用于燃气涡轮发动机 72 的进气口 50 在第十九肋 516 的任一侧延伸

第三十七肋，即肋 51。因此，第一、第十九和第三十七肋，即肋 51a、51b 和 51，是上面提到的肋结构不同于第一、第十九和第三十七肋的三个主要肋

55 每根主肋之间两根短肋的标准。

进气口 75 和 76 类似于参照图 4 和 5 描述的进气口。进气口 75、76 围绕主肋 51a 和 51b 布置，并分别在中间肋 62a、63a 和 60 62 >和 63b 之间延伸。进气口 75 具有分隔壁 67a 和偏转壁 68a，类似于图 4 和 5 的进气口的相应部分 67 和 68。类似地，进气口 76 具有分隔壁 67b 和偏转壁 68b，类似于图 4 和 5 的进气口的相应部分 67 和 68。

进气口 75 和 76 分别具有偏转叶片 69a、70a 和 71a 以及 69b、70b 和 71b，类似于图 4 和 5 的进气口的叶片 69、70 和 71。

70 每 54 根肋骨的外侧末端是

类似并且分叉以分别提供上和下圆角腹板 77 和 78(见图 6A)。可以看出，在肋的外侧端，肋的深度增加，使得上弧形腹板 77 比肋的其余部分高出 75°。上层

一个或一个以上

弧形腹板 77 在其下表面设有狭槽 79, 而下弧形腹板 78 在其与狭槽 79 相对的上表面设有狭槽 80。肋的中心部分终止于在槽 79 5 和 80 的内壁之间延伸的**外侧边缘** 81。

肋的自由边缘, 除了它们的内侧边缘, 在其两侧都设有垂直于肋延伸的凸缘。这些法兰由铆接在靠近其边缘的肋上的 L 形条提供。参照图 4 中的肋 63 作为例子, 这些 L 形截面条中的一个用 82 表示。除了在其边缘设置有这些 L 形截面条之外, 每个肋在其每一侧还设置有另外两个 L 形截面条。再次参照图 4 中的肋 63, 作为示例, 每个肋都具有由条带 83 提供的凸缘, 当条带 83 向上扫过以提供上圆角腹板 77 时, 条带 83 从狭槽 79 的下内侧边缘延伸到肋的上边缘。类似于条带 83 20 的条带设置在每个肋的每一侧。第二另外的条带 84 向下倾斜, 并从狭槽 80 的上内侧边缘延伸到肋的下边缘。类似于条带 84 的条带设置在每个肋的每一侧。一个横截面为 25 L 的圆周带 85 围绕飞机延伸, 并连接到肋的最上角。

图 4 所示的结构是如图 5 所示的护套。下翼型表面蒙皮 42 固定到肋的下边缘, 并围绕下圆角腹板 78 向上向内弯曲, 以终止于槽 80 的外侧边缘。表皮 42 的向上和向内延伸形成了总体上以 86 表示的向外发散的出口喷嘴的下表面。以类似的方式 35, 上翼型表面蒙皮 41 的外围部分连接到上弧形腹板 77 的上表面, 并且向下和向内继续围绕腹板 77, 以终止于狭槽 79 的外侧边缘。表皮 41 的向下和向内的外张力形成出口喷嘴 86 的上表面。

在条带 85 的内部, 肋的上边缘连接到金属片外壳 87 上。该表层 87 的内侧边缘 88 延伸至与主肋的板内边缘齐平, 例如, 与上述主肋 51、53 和 55 的内侧边缘 52、54、56 齐平。表层 87 的内侧周边部分设有一系列周向间隔开的通气孔 89。

另外的金属片外壳 83a 和 84a 分别固定在每对相邻肋的条带 83 和 84 之间(见图 5), 并限定了终止于喷嘴 86 的气体置换通道的一部分。

外壳 87 限定了碟形空间, 三个燃气涡轮发动机 72、73、74 布置在该碟形空间内, 将空气从进气口引导至燃气涡轮发动机的装置, 以及引导来自发动机的废气以驱动转子的装置。碟形空间被一系列舱壁分隔成隔间, 如图 2 所示。有三个基本上呈弦形的主隔板 90、91 和 92, 它们限定了一个中心的、基本上呈三角形的空间*, 在该空间内布置有发动机、转子和燃料箱。隔板 91 左边的空间被隔板 93 和 94 分开。65 和 94 之间布置有飞行员的驾驶舱 95。主舱壁 92 右侧的空间被舱壁 96 和 97 分隔开, 在舱壁 96 和 97 之间布置有观察者的驾驶舱 98。主舱壁 90 的后部空间被舱壁 99 和 70 分隔开。不用于飞行员和观察员驾驶舱的舱壁之间的隔间可用于装载货物或飞机控制系统的部件。

由分隔壁 101、102 的内侧接合处支撑; 103, 104; 和 185、105 是转子的入口导向环 129。该导向环在图 5 和 6A 中清楚地示出, 并且包括内侧和外侧弯曲的金属蒙皮 130 和 131, 蒙皮 130 和 131 在其上端通过通道构件 132 连接并隔开。通道构件在其外侧周边固定有三个间隔 120° 的凸耳 133; 凸耳固定在间隔开的双凸耳 134 之间, 双凸耳 134 又固定在分隔壁上。102、104 和 106。外侧蒙皮 131 的下边缘向内形成凸缘, 并在象牙歧管的凸缘 126 上方间隔开, 而内侧蒙皮 130 朝向环形构件 127 向下延伸, 并固定到设置在外侧蒙皮 131 下边缘的凸缘上。导向环 129 与“长牙”歧管间隔开, 使得冷却空气可以在歧管上以及环构件 127 和表皮 130、131 的下边缘之间流动。

导向环的外蒙皮 130 被加工成机翼的上机翼表面蒙皮 41。分成面板的飞机, 面板之间的接缝布置在舱壁上, 面板可拆卸, 以便接近发动机和舱壁之间的舱室。导向环 129 带有定位在转子 45 上方的蜂窝状格栅 135, 而发动机舱上方的面板设置有通气孔百叶窗 136, 通气孔百叶窗 136 允许空气进入以冷却发动机舱。

在来自燃气涡轮发动机的废气已经进入塔斯克歧管并

墙和三个弧形隔墙。存在平行于隔板 90 的直分隔壁 101 和从壁 101 的内侧端延伸到隔板 92 的弯曲分隔壁 102。类似地, 存在平行于隔板 92 的直分隔壁 103, 以及从壁 103 的内侧端延伸到隔板 91 的弯曲分隔壁 104。最后, 存在平行于隔板 91 的直的分隔壁 105 和从分隔壁 105 的内侧端延伸到隔板 90 的弯曲的分隔壁 106。

每个发动机以类似的方式安装, 这将参照图 5 和 6 进行描述。现在参考图 5 和 6A, 每个发动机在其进气端由轭 107 支撑, 轭 107 包围发动机的上部, 并接收固定到发动机框架的销 108。轭架本身由 U 形框架 109 支撑, 形成飞机结构的一部分并在隔板 91 之间延伸(在图 5 中)。和分隔壁 185。对于其他发动机, 类似的 U 形框架在隔板 92 和壁 103 之间以及隔板 90 和壁 101 之间延伸。U 形框架 109 具有通道截面, 如图 6A 清楚所示, 轭 107 由配件 110 支撑在 U 形框架的通道中。防火墙 111 将发动机舱分成两部分, 发动机穿过防火墙伸出。

每个发动机的出口端都用类似于图中所示的方法支撑。6B 用于发动机 74。锥形柱 112 固定在表层 87 的上表面, 并在其上端带有叉形凸耳 513。发动机包括尾管 114, 该尾管 114 带有容纳在叉形凸耳 113 中的单个凸耳 115。叉形凸耳 113 和凸耳 115 具有孔以容纳销 115a, 销 115 a 可以从位于隔板 90 后部和隔板 99 顶部的隔间插入。每个发动机都以类似的方式安装在所示的位置。在图 2 中。从位于分隔壁 101、102 之间的空间中的可拆卸燃料箱 116 向发动机供应燃料; 103, 104; 和 105, 106。

空气从前面描述的进气口供给发动机, 其中两个进气口在图 3 中以 75 和 76 示出。在每个发动机的进气端和肋上边缘的外壳 87 之间是弯头 117, 弯头 117 的下端连接到配件 118, 配件 118 又连接到外壳 87。弯管 117 和配件 118 设有螺栓连接在一起的配合凸缘; 如图 6A 所示, 每对叶片 69 和 70 突出到配件 118 的顶部。

发动机的废气被送入一个共同的环形歧管, 并被安排来驱动转子*。与每个发动机相连并连接到其出口端的是一个弯曲的会聚歧管, 其形状有点像长牙(见图 2 和 4)。发动机 72 的歧管用 119 表示, 发动机 73 的歧管用 120 表示, 发动机 74 的歧管用 1.21 表示。歧管连接到箱形截面环构件 122 的上边缘, 其下边缘抵靠着蒙皮 87 的内侧边缘 88。对于图 4 中的歧管 119 和 121, 清楚地示出了一个长牙歧管的窄端和相邻歧管的宽端的相对方位。歧管具有向下开口的圆周槽 123, 由燃气涡轮发动机产生的推进气体通过该槽向下排放到环形构件 122 的内侧表面附近。间隔杆 124 和 1.25 布置在歧管内以保持它们的形状。歧管的内侧周边带有凸缘, 如 126 所示。图 4 中, 固定在凸缘 126 下侧的是另一个环件 127。导向叶片 128 插在环件 122 和 127 之间, 并用作转子叶尖涡轮的入口导向叶片, 这将在下文描述。

提到 FIGURE^..中央, 通常是三个..
角度空间 本身又被三个直分支 75 < I"Jj 细分

一个或一个以上

向下穿过导向叶片 128 之后, 它们驱动构成转子的一部分的叶尖涡轮, 如下文将描述的, 并且在穿过叶尖涡轮之后, 气体进入排气箱并被排放到气体置换通道中; 排气箱被设计成在废气进入气体置换通道时压力下降时在废气中提供均匀的压力梯度。除了发动机的进气口, 排气箱的布置如下, 将参照图进行描述。6B。每个排气箱在相邻的一对主

7 8

肋之间延伸，并具有内侧导向叶片 137、弯曲的外壁 138 和侧壁 139。导向叶片 137 由波纹带向下延伸。140，它们被布置成部分地相互重叠。波纹带被布置成使得气体可以从导向叶片 137 和壁 138 之间通过，然后在带 140 中的波纹之间通过并流出排气箱。壁 138 和外侧波纹带 140 的外侧边缘开槽，以容纳每对相邻主肋之间的短肋的内侧边缘 61。每个主肋在其内侧边缘设有弯曲的翼型截面导向叶片 141，导向叶片 141 在截头圆锥形壁 47 的上端和排气箱上相邻导向叶片 137 的上端之间延伸。每个排气箱的弯曲壁 138 的上端抵靠环形构件 122 的下边缘。通过气体置换通道部分的空气流导致空气从发动机舱通过外壳 87 中的孔 89 并越过弯曲壁 138 流动。从而部分用于冷却排气箱。

发动机烟道进气口上方的排气箱的布置略有不同，将参照图 5 和 6A 进行描述。参照图 6B，所有的排气箱都与前面描述的相似，但是参照图 5 和 6A 可以看出，进气口上方的排气箱在分隔壁 67 和金属外壳 87 之间排出。穿过壁 67 和表皮 87 之间的废气被气体偏转壁 68 偏转到位于中间肋 62、63 和它们相邻的短肋之间的气体置换通道的部分中，

现在将参照图 4 至 8 描述转子和转子轴的结构。基座铸件 142 位于中心害虫结构 46 的中心，基座铸件 142 具有径向凸缘 143 和上部水平凸缘 144，径向腹板 548 固定到径向凸缘 143，水平腹板 49 固定到上部水平凸缘 144。现在参考图 7，基座铸件 142 设置有内部凸缘 145，该内部凸缘 145 伸缩在基座铸件内，并且支撑并固定到凸缘 145 上的是向上延伸超过基座铸件 142 的中空垂直轴 146。围绕垂直轴 146 上部的是套筒 147；部分球形轴承 148 介于轴 146 和套筒 147 的下部之间。

转子 45 可旋转地安装在。的上部。套筒 147 由相对的推力座圈 149 支撑，并围绕旋转轴线旋转，当转子处于中立位置时，旋转轴线平行于飞机的偏航轴线或对称轴。转子包括一个截面为 20° 的内环 150，内环的臂朝外，中心臂分叉。叶轮叶片 151 在其根部或内端固定到也是 E 形截面的块 152 上，块 152 的中心臂被接收在构件 150 的分叉中心

臂的臂之间。叶片 151 通过焊接到形成块 152 的一部分的板 153 上而固定到块 152 上。转子还包括分段的内护罩 154，其内侧端抵靠转子内环 156 的上表面和下表面。构件 150、152 和护罩 154 通过螺栓 155 连接在一起，每个螺栓具有延伸穿过 E 形截面构件的臂的扩大肩部，以提供支承表面。参见图 8，叶轮叶片 151 的外侧端固定到外部分段环构件 156 上，并且多个涡轮叶片 157 固定到环 156 的外侧表面上。迷宫式密封的元件 158 固定在 1.56 英寸的上表面上，该元件 158 与环形构件 127 的内侧表面上的相对的迷宫式元件 159 配合。

现在回到图 7。垂直轴 146 的上端由柔性隔膜 160 封闭，套筒 147 的顶部由柔性隔膜 161 封闭。套筒 162 保持在隔膜 160 和 161 的中心部分 45 之间；中空的控制轴 163 穿过两个隔膜中的套筒和中心孔，该控制轴向下延伸至相邻的隔膜。底部铸件 142 的下端。套筒 162 和隔膜的中心部分被夹在控制轴上的肩部 163a 和螺纹连接到控制轴 163 上端的凸缘环形螺母 165 之间。固定到隔膜 161 的是板 164，圆顶进气锥 164a 固定到该板，参见图 6。

电动线性致动器 166 固定到凸缘螺母 165 上。致动器设有在控制轴 163 内延伸的悬垂轴 167，轴 167 的下端设有叉形端 168。杆 169 在其上端连接到叉状端 168 由销 179 和杆的下端连接

169 设有可拆卸的蘑菇头 171。

杆的下端 169 穿过轴 163 的实心端件 172 中的孔。

控制轴 163 的下部围绕 65° 的圆周间隔 120° 有三个分叉的凸耳，其中两个在 173 和 174 处示出。固定在基座铸件 142 上的气动波纹管致动器的压头可枢转地连接到每个分叉凸耳上。因此，致动器 176 的压头 175 附接到凸耳 70、173。类似地，波纹管致动器 178 的压头 177 连接到凸耳 174，第三波纹管致动器 179 通过其压头连接到控制轴上的第三凸耳。每个致动器包含类似于致动器 176 的 180 所示的波纹管，并且由气动压力操作 75，如下文所述。

一个 ORET

由于制造它们的材料的弹性，波纹管起到弹簧的作用，并且波纹管的弹性的组合效应倾向于将控制轴 163 保持在垂直轴 146 的中心，从而将转子保持在其中性位置。

控制轴 163 的下端设置指向外侧的凸缘 181，凸缘 181 在其外侧周边等间距地承载六个分叉的凸耳，其中一个由 182 表示。枢转地安装在每个凸耳 182 之间的是曲拐杆，所述杆中的两个；用 183 表示；每个杠杆都有一个靠在控制杆 169 的蘑菇头 171 上表面的内侧端。可以看出，控制杆的垂直运动将使钟形曲柄在其支撑凸耳中枢转。铰接连杆 184 枢转地固定到每个曲拐 183 的另一端，连杆 184 的向外端在连杆 185 的端部中间枢转地连接到另外的连杆 185。每个连杆 185 的一端枢转地连接到由径向腹板 48 承载的凸耳 186 上，如图 3 和 7 中最佳示出的。枢转地连接到每个连杆 185 的另一端的是丁字件 187，三根缆索 188 的内侧端连接到丁字件 187，缆索的连接点沿着丁字件的外侧边缘等距间隔开。必要时，径向肋 48 如 189 所示开槽，以允许丁字件通过。电缆 188 的外侧端连接到下文将描述的主 20 气体偏转装置。可以看出，相对的电缆通过连接到控制轴 163 而相互连接。

参照图 4、5、6 和 9，现在将描述外侧车身结构。应该记得，外侧主体结构 43 由内侧主体结构 40’ 通过辐条 44 25 支撑，并且它是由多个部分组成的环或圆环的形式。外侧车身的制造方式与内侧车身的制造方式相似，即它由覆盖有金属板的模型组成。外侧主体的模型有两种类型，即多个外侧模型 19 和多个内侧模型 191。每个外侧成型件 190 通常是具有圆形顶点的三角形，并且具有中心孔 192。每 30 个模型 190 的基部被切掉，并设有凸缘 193(见图 4)，环形通道构件 194 固定到凸缘 193 上，模型 191 固定到环形通道构件 194 的内侧周边上。

辐条 44 在其内侧端固定到内侧车身结构的每个交替肋 35 的外侧端。在它们的外侧端，辐条被固定在两个成型器 191 之间，这两个成型器 191 被紧密地布置在一起，在它们之间有一个块来接收辐条的外侧端。这样的一对线圈架在图 4 中用 195 表示。

每个模型 19 的边缘都有凸缘，并且在这些凸缘上固定有金属板覆盖物 196，金属板覆盖物 196 向内延伸以终止于通道构件 194 的边缘，如图 6 和图 9 最佳所示。模型 191 的内侧周边每个都设有一对倾斜凸缘 197，并且固定到这些凸缘的是金属板覆盖物 198，其提供外侧主体结构的内 45 侧周边。

上部圆周导向叶片 199 支撑在辐条 44 上，辐条 44 在外侧主体和内侧主体的上周边之间延伸；下部圆周导向叶片 200 支撑在辐条 44 上，辐条 44 在外侧主体和内侧主体的下周边之间 50 延伸。导向叶片 199 位于设置在外侧主体和内侧主体之间的上周边喷嘴中，导向叶片 200’ 位于设置在外侧主体和内侧主体之间的下周边喷嘴中。75

发散出口喷嘴 86 与上部和下部外围喷嘴连通。

如图 9 和 10 清楚所示，在模型 190’ 的覆盖物 196 的内侧端和模型 191 的覆盖物 198 的外侧端之间设有槽。因此，提供了上周边槽 201 和下周边槽 202，其中安装有挡板形式的辅助气体偏转装置，该装置可被操作以控制推进气体离开上周边喷嘴和下周边喷嘴的方向。上槽 201 中的挡板用 203 表示，下槽中的挡板用 204 表示。挡板由成形为圆锥截头体形状的带状金属形成，并通过图 9 和 10 所示的布置安装在外侧主体中。固定到适当间隔的模型 190’ 的底部的是带凸缘的配件 205，其具有弹簧锚定凸缘 206 和 207，它们分别大致垂直于挡板 203、204。拉伸弹簧 208 在凸缘 206 和挡板 203 之间延伸，拉伸弹簧 209 在挡板 204 和凸缘 207 之间延伸。挡板安装成在外侧主体上滑动，如图 10 中挡板 203 所示。挡板被开槽，如 210 所示，并且该槽包围通过螺母和螺栓组件 213 固定到凸缘 212 的套筒 211；隔板在套筒上由垫片 214 和 215 引导。

参照图 3、4 和 11，挡板由位于飞机横轴相对端的致动器 216 操作。从图 11 中可以看出，挡板 203、204 的狭槽 210’ 被布置成平行于飞机的纵向轴线，因此在围绕飞机周边的不同点处与垂直方向成不同的角度。因此，邻近飞机的横向轴线并且在致动器 216 附近，狭槽基本上是水平的，而邻近飞机的纵向轴线，狭槽在立面上看是基本上垂直的。

挡板的最终支撑类似于中空圆锥体底部在直径稍大于圆锥体底部的球体上的支撑。如果圆锥体的顶点在给定的垂直平面内沿两个方向移动，则该平面内的圆锥体底部将相对于球体垂直移动，而圆锥体底部在包含圆锥体顶点并垂直于圆锥体顶点移动平面的垂直平面内的部分将不会相对于球体垂直移动。通过向后和向前移动挡板 203、204 上靠近飞机横轴端部的点，可以控制挡板伸入上部和下部外围喷嘴的程度。现在参考图 4，邻近致动器 216，挡板 203、204 通过带 217 固定在一起。致动器 216 的一端在 218 处枢转地固定到一对成形器 191 上，并且致动器的压头在 219 处固定到带 217 上。另一个致动器以类似的方式布置，并且致动器的操作将如上所述摇动挡板。挡板 203、204 构成第二气体偏转装置。

主气体偏转装置布置在内侧主体的肋的外侧端处的上和下圆角腹板 77 和 78 中的槽 79 和 89 中，并且包括上挡板 22 和下挡板 221，每个挡板形成为中空圆柱体的平截头体。突出到气体置换通道中的挡板的边缘具有尖锐的边缘，如 222 所示。上挡板 220 由弹性条 223 支撑，弹性条 223 通过凸缘 224(见图 9 和 11)在其内侧端固定到金属板外壳 87 上。在与弹性带 223 对齐的间隔位置，挡板 220、221 通过带 225 连接在一起。每个带 225 的下端固定到钟形曲柄 226 的上臂 226a 上，钟形曲柄 226 具有一个第二端 226a

禁止转载

并且在一对支撑肋 228 之间的 227 处枢转。从图 3 中可以清楚地看到支撑肋的位置；它们被置于内侧车身结构的两相邻肋的外侧端之间。参照图 7 描述的缆索 188 的外侧杆 256，其从轴承向上和向下突出。杆上套有手柄 257，柔端连接到钟形曲柄的臂 226b 的下端。支架 229 固定在弹性波纹管 258 的上端连接到手柄 257 的下端。支撑肋 228 的下部之间，拉簧 230 插在每个带 225 的下端和在其下端，该杆带有一个凸轮 259，该凸轮 259 与舌状物 26 每个支架 229 上的凸耳 231 之间。可以看出，弹簧 230 共同作用，舌状物 26 在 261 处枢转到基板 262 上。可调弹片 220、221 拉到它们的最低位置，使得挡板 220 簧柱塞 263、264 和 265 作用在舌片和凸轮上，使舌片和凸突出到气体置换通道中，并且挡板 221 缩回到槽 80 中。轮偏置在一个中心位置，并提供一个可调止动件 266 来限制导向叶片 232 设置在排出通道的外侧端，以将向外流动的柱塞 265 在一个方向上的运动，并为凸轮提供一个可调基准。推进气体引导到向外发散的出口喷嘴 86 中。相对的文丘里喷嘴 268 安装在基板 262 上的直立凸耳 267 中。

现在参考图 3、4、5 和 11，飞机在邻近出口喷嘴的气这些喷嘴中的每一个的结构类似于上述喷嘴 251，因此高压体置换通道中设有两组枢转安装的舵叶。每组叶片包括以空气通过导管 269 供给到喷嘴中，并且喷嘴的外壳中的压力 233 表示的八个单独的叶片，这些叶片布置成两组，每组通过导管 270 连通，导管 270。如图 11 所示，连接到方向舵四个，每组布置在内侧主体结构两个相邻肋之间。每组致动器 236。

叶片的上端通过短连杆连接到主连杆 234，主连杆 234 又在轴承 254 上方，杆 256 承载圆形板 271；压缩弹簧连接到致动器 236 的推杆 235。致动器枢转地安装在内侧 272 介于密封双壁套管 246 底部的圆盘 25 和板 271 之间。双主体结构肋上，并且包括倾向于将舵叶居中在径向位置壁套管 246 由中空套管 273 向上延伸，中空套管 273 与偏心的弹簧。致动器 236 的操作使叶片 233 枢转，以控制推进凸轮 274 和 275 共同作用。凸轮 274 容纳在轴承 276 中，轴气体离开安装有叶片的气体置换通道的两个部分的方向。承 276 支撑在上套筒 240 的外表面上，凸轮 275 支撑在类似方向舵叶片安装在飞机纵轴两侧相应位置上，叶片布置的轴承 277 中。凸轮通过上套筒 24 中的槽 278 伸出，并且在飞机横轴的正后方。套筒 273 通过板簧 279 保持与凸轮接触。

外侧机身结构中的挡板(第二气体偏转装置)、内侧机身 35 凸轮由手轮 280 和 281 遥控操作，手轮 280 和 281 在驾驶结构中的挡板(第一气体偏转装置)和方向舵叶片都由驾驶员座舱内彼此成直角布置，并且在驾驶员方便触及的范围内。制柱控制，该控制柱在图 11 中总体用 237 表示，并在图 12 和 13 中详细示出，现在参考图 12 和 13。当然，控制每个手轮和凸轮 40 个。手轮 280 设有由凸缘 283 支撑的套筒柱在飞行员的控制之下，并且位于飞行员的驾驶舱 95 中。轴承 282。手轮还带有螺纹轴 234，该螺纹轴 234 容纳在滑

驾驶舱的地板用 238 表示，控制柱部分被包裹在护罩中 239 从地板 238 直立。控制柱本身包括上套筒 248，该上套筒 248 在护罩 239 上方延伸，并且在其下端固定到下套筒 241，下套筒的下端固定到底板 238。安装在上套筒内 240 是一个外万向环 242 和一个内万向环 243，这些万向环在图 13 中清楚地示出。内万向环由外万向环支撑在轴 244 上；由轴 245 支撑在内万向环内的是双壁套管 246。套管 246 的双壁之间的空间提供了增压室 247，通过导管 248 向该增压室供应高压空气，导管 248 连接到双壁套管 246 在其万向支架中的位置。因为轮子 274 和 275 彼此成直角。控制柱包括两个弹簧加载的按钮开关 292 和 293，它们通过导线 294 连接到位于转子轴顶部的致动器 166。c5 只要向按钮 292 施加压力，就会导致致动器 166 提升杆 169。相反，按钮 293 上的压力将导致致动器降低杆 169，但是一旦压力从按钮释放，杆将停止移动。70° 控制柱还带有通过导线 296 连接到致动器 216 的开关 295。开关 295 的操作操作致动器 216 以移动外侧主体中的挡板 203、204。

参照图 1 和图 6，飞机配备了由脚轮组成的三轮车起落架

如图 11 和 13A 所示。

一个或一个以上

13

297 由腿 298 支撑。每个支腿具有固定到下蒙皮 42 的下凸缘 298a 和通过上安装件 299 固定到主肋的圆柱形外壳 2986。透明座舱盖 300 在飞行员和观察者的驾驶舱上方延伸，飞行员头部吊杆 301 从飞机的前部延伸。

图 14、15 和 16 示出了参照图 1 至 13 描述的飞机的改型。5 除了一个方面之外，改进形式的飞机的内侧机身结构的构造与参照图 1 至 13 描述的相同。并入第二架飞机的一个改进涉及并入外侧机身结构的二次气体偏转装置。

基本上，图 14 和 15 所示的舷外主体结构的主要结构与 10 此前所述的相同。因此，存在一系列与上文所述相同形状的外侧成型件 19，并且成型件被金属板 196 覆盖，金属板 196 向内延伸到通道构件 194 的内侧边缘。此外，有多个内侧成形器 191，它们被金属板 197 覆盖。如前所述，覆盖物 197 的外侧边缘与覆盖物 196 的内侧边缘间隔开，以提供上狭槽 15 201 和下狭槽 202。然而，在这种改进的结构中，没有挡板安装在槽 201、202 中，也没有用于挡板的致动器。代替挡板，外侧主体结构的内侧周边设置有多组围绕整个内侧周边等距间隔的气体入口 302。在覆盖物 197 的内侧部分和在 30420 处被切掉的模型 191 的内侧边缘之间有一个圆周空间 303。闭塞装置可在邻近飞机后部的外侧机身结构的一部分中的空间 303 中移动，该闭塞装置包括由致动器 306 操作的滑块 305。

如图 16 所示，有三个致动器 306，它们可枢转地安装到 25 外侧主体结构上，并沿着滑块 305 间隔开，滑块 305 弯曲成与外侧主体结构的曲率一致。每个致动器 306 具有一个推杆 307，该推杆可枢转地安装在一对连杆 308 之间，连杆 308 又可绕轴线 309 枢转地安装在外侧车身结构上。连杆 308 的内侧端固定到滑动件 305 上，滑动件 305 设有多个孔 310，孔 310 间隔开的距离等于覆盖物 197 中气体入口 302 之间的距离。滑块 305 可以通过致动器 306 移动，使得滑块中的孔 310 与盖 197' 中的气体入口 302 对齐，或者滑块可以移动到 35 关闭外侧主体结构后部中的气体入口的位置。当孔 310 与气体入口 302 对齐时，推进气体进入气体入口，被通道构件 194 改变方向，并通过狭槽 201 和 202 喷出。如参考图 12 所述，致动器 306 通过开关 295 从飞行员的控制柱 237 操作，开关 295 通过导线 311 连接到致动器。改型飞机的控制系统在其 40 他方面与针对飞机的第一实施例描述的控制系统相同。

对内侧机身结构的修改包括在飞机的下机翼蒙皮 42 中的向下定向的环形布置的稳定喷嘴。参照图 14B，内唇 312 被设置成将流过气体置换通道的一些气体偏转到喷嘴槽。皮 45 肤 42 中的 313。唇缘在内侧主体结构的每对相邻肋之间延伸，然而，唇缘 312 和槽 313 在肋之间中断，肋限定了发动机的进气通道。因此，参考图 14A 可以看出，j^{iss} 是一个很好的例子

142 之间延伸。

很明显，这种布置是这样的，如果控制轴 163 在给定的方向上移动，而不是位于该方向上的缆索 188 向外移动，位于与该方向成 90° 顺时针方向的缆索 188 将向外移动，并且相对的缆索将向内移动。这种布置对飞机响应的影响将在下文 5 中描述，但是在所有其他方面，图 18 和 18A 所示的控制系统与参考图 1 至 13 的飞机所描述的相同。

现在参考图 19、20 和 21，所示的本发明的实施例与图 1 至 13 所示的本发明的实施例的不同之处在于外侧主体结构的构造和辅助气体偏转装置的布置。

参照图 21，外侧主体结构由一系列径向布置的模型制成，这些模型以类似于本发明其他实施例中所述的方式覆盖有金属板覆盖物，尽管提供外部主体结构的骨架的模型在形状上与前述的有些不同。提供外部主体前部骨架的模型具有 317 所示的形状，而提供外部主体后部骨架的模型具有 318 所示的形状。模型 317 具有相对较宽的中心部分，该中心部分向上和向下向上和向下向上和向下逐渐变细。模型 318 的上部与模型 317 相似，但终止于模型 317 的下边缘上方的下边缘 319。

外体的前部围绕飞机周边的主要部分延伸，并在飞机中心对着大约 253° 的角度，而后部围绕飞机中心对着 107° 的弧形延伸(见图 20)。

模型 317 的外侧边缘覆盖有金属板覆盖物 320 和它们的内侧边缘

禁止转载

14

发动机 73 的进气口中的内唇 312。提供外唇缘 314 来引导气体稍微向内穿过狭槽 313。唇缘 314 是连续的，并且在进气口下方不中断。流过气体置换通道的一些推进气体将被唇缘 60 312 偏转，以穿过向下指向的稳定喷嘴 313，其目的将在下文 5 中描述。

图 17 和 17A 示出了图 1 至 13 所示飞机的一种稍有改进的控制系统。在结构上，该修改相当于省略了参照图 7 描述的 65 连杆 184、185。在图 17 和 17A 中，缆索 188 的内侧端成三组连接到丁字件 315，丁字件的内侧端通过挂钩 316 直接连接到钟形曲柄 183 的下端。这种改进的结构对飞机响应的影响将在下文中描述，但是可以看出，如果控制轴的下端在给定的方向上移动，位于该方向上的缆绳 188 将向外移动，而 70 相对的缆绳将向内移动。在所有其他方面，图 17 和 17A 所示的控制系统与参照图 1 至 13 的飞机所描述的相同。

图 18 和图 19 示出了控制系统的改进形式，其中直角枢转 75 连杆或曲拐 35 插入连杆 184 和丁字件 187 之间，缆索 188 的内侧端连接到丁字件 187。每个钟形曲柄具有两个臂，一个臂 351 在其自由端枢转地连接到连杆 184 上，另一个臂 352 在 353 处向上弯曲，以越过相邻钟形曲柄 350 的臂 351。每个钟形曲柄 35 枢转地安装在凸耳 354 中，凸耳 354 固定到一个径向腹板 48 上，径向腹板 48 在壁 47 的内表面和基座铸件

50

55

/b

16

被金属片覆盖物 321 覆盖。模型 313 的外侧边缘覆盖有金属片覆盖物 322, 它们的内侧边缘覆盖有金属片覆盖物 323。覆盖物 321、323 的上部的内侧表面提供固定的引导装置, 该引导装置引导推进气体以大致向上的方向穿过上部外围喷嘴。与生俱来。以类似的方式, 覆盖物 321 的下部提供固定的引导装置, 该引导装置引导气体大致向下和向内流过下部外围喷嘴的前部。枢轴连接到下部。外侧主体结构后部的边缘 319 是以端对端关系布置的一系列翼片 324。从图 20 可以看出, 有八个襟翼, 每个襟翼的周向长度等于内侧机身结构上三个肋之间的距离。每个襟翼都是双壁结构, 在 325° 处呈碟形。襟翼可在图 21 中实线所示的第一位置和图 21 中虚线所示的第二位置之间移动。围绕它们在外侧车身结构后部的下边缘 319 上的枢轴安装件摇摆。襟翼由一系列致动器摇动, 每个襟翼配有一个致动器。致动器以 326 表示, 并且在其上端以 327 枢转地连接到内侧主体结构。每个致动器都设有一个推杆 323, 该推杆 323 延伸穿过下周边喷嘴, 并可枢转地连接到挡板 324 上, 挡板 324 位于间隔开的凸耳 329 之间, 凸耳 329 基本上设置在挡板下边缘的中心。闸板 328 穿过内侧主体结构的覆盖物中的孔 330。应当理解, 当致动器 326 被操作时, 襟翼在其第一和第二位置之间摇摆。并且在襟翼运动期间, 致动器将。绕枢轴点 327 枢转。孔 330 的直径大于柱塞 328 的直径, 因为在襟翼运动过程中, 柱塞将横向于孔运动。驱动装置配有从发动机压缩机排出的压缩空气。并由飞行员控制柱上开关 295 控制的电-气动阀(未示出)操作。

外侧体结构通过辐条 44 与出口喷嘴 86 保持并置的间隔关系, 其方式类似于上文针对本发明的其他实施例所述的方式, 但是应当注意, 在此省略了导向叶片 199 和 200。本发明的实施例。由挡板 220、221 及其相关操作机构组成的主要气体偏转装置与先前公开的相同。

现在将描述图 1 至 13 的飞机的各种部件的功能。当燃气涡轮发动机 72、73 和 74 投入运行时, 它们将把燃烧产物排入“塔斯克”歧管 119、120、121。高速流过这些歧管的气体将被向下引导通过歧管中的槽 123, AC 然后通过导向叶片 128 进入由转子外周上的叶片 157^{an} 构成的叶尖涡轮。在离开涡轮机之后, 气体将穿过导向叶片 137 和壁 138 之间的排气箱, 并且除了邻近发动机进气通道的排气箱之外, 将被排放到如图 6B 所示的气体置换通道中, 并且将沿着通道向外流动。在排气箱位于发动机进气通道上方的位置, 如图 6A 所示, 废气被偏转壁 68、68tz 偏转。和 68b, 使得废气进入径向邻近发动机进气通道的气体置换通道部分。

的流动。通过由叶片 157 构成的涡轮机的高速气体导致转子旋转

45, 从而推动空气在该结构内并沿着设置在径向肋之间的气体排出通道流动, 使得空气被迫离开向外扩张的出口喷嘴 86。因此, 除了邻近发动机进气口的位置之外, 空气沿着气体置换通道的扇形向外流动, 由叶片 232 引导进入向外发散的出口喷嘴 86, 然后穿过设置在外侧主体结构和内侧主体结构之间的上部和下部外围喷嘴中的一个或两个。如图 6A 所示, 相邻肋之间的空间通向发动机的进气口, 空气在肋之间向外通过, 并由叶片 69a、70a、71a 引导, 进入弯管 117, 然后进入发动机。因此, 一旦转子开始旋转, 空气将通过转子的推动作用被迫进入发动机。

挡板 220、221 在内侧主体结构的肋的外侧端处的上部和下部圆角腹板的狭槽 79 和 8 中的运动将控制穿过气体置换通道的气体离开口喷嘴 86 的方向。如果挡板 22、221 以相等的量伸入气体置换通道, 那么气体将倾向于径向向外通过, 直到被外侧主体结构偏转。如果挡板 220 比挡板 221 更多地突出到气体置换通道中, 则推进气体将倾向于向下偏转以穿过内侧和外侧主体结构之间的下部外围喷嘴, 并且与穿过上部外围喷嘴相比, 更多的气体将穿过下部外围喷嘴。相反, 如果挡板 221 比挡板 220 更多地伸入气体置换通道, 推进气体将倾向于穿过内侧和外侧主体结构之间的上部外围喷嘴, 并且穿过上部喷嘴的气体将多于穿过下部喷嘴的气体。应当理解, 挡板 220、221 借助于带 225 一起移动, 并且通过双臂曲柄 226 的作用由缆线 188 的移动来控制, 带 225 和缆线 188 连接到双臂。挡板 220、221 因此可以被操作以在上部和下部外围喷嘴之间分配推进气流。

推进气体的偏转归因于柯恩达效应。(关于柯恩达效应的解释和讨论, 见上述申请序列号 684, 615。(因此, 假设挡板 220' 突出到气体置换通道中, 并且挡板 221 从通道中缩回, 气体。挡板 220 的突出将导致流过通道的流体从构成通道上壁的表层 87“脱离”。然而, 气体的主要部分将平滑地流过气体置换通道的下壁, 并且将由于柯恩达效应而遵循附接到下圆角腹板 78 的表皮的轮廓, 并且将向外和向下流动以穿过下周边喷嘴。挡板 220' 的效果由从狭槽 79 流出的引导气流辅助。一些撞击在挡板 220' 的内侧表面上的推进气体被挡板引导到相邻肋的上弧形腹板 77 之间的腔室中。除了槽 79 之外, 这些腔室是完全封闭的, 因此气体被迫从腔室沿着挡板 22# 的外侧表面通过槽 79, 因为气体排出通道中的压力在挡板外侧的位置比在其内侧的位置小。

相反, 如果挡板 221 突出到气体置换通道中, 并且挡板 220' 缩回, 则气体的主要部分从气体置换通道的下壁脱离, 并且倾向于向上和向外绕过连接到上弧形腹板 78 的皮肤

ONE “手 ET
术室

55

60

65

70

75

17

肋由于柯恩达效应而穿过上部外围喷嘴。一些推进气体被挡板 221 的内侧表面偏转,进入肋的下圆角腹板 78 之间的空间,并在挡板 221 的外侧表面附近喷射,以帮助引导剩余的推进气体。

可以看出,通过挡板 220、221 的操作,可以控制从涡轮机流过上部和下部外围喷嘴的空气和废气的量。也就是说,挡板 220、221 的操作在上和下周边喷嘴之间分配推进气流。

外侧主体中的挡板 203、204 可被操作以帮助穿过上部和下部外围喷嘴的气体偏转。在挡板 203、204 从外侧主体的表面突出的地方,它们将导致气流从外侧主体表面脱离,并且将帮助气体跟随上和下半径腹板 77 和 78 的曲率。从图 9 中可以看出,在飞机前部的挡板 203、204 完全伸入上部和下部外围喷嘴,而在飞机后部,挡板完全缩回。如果致动器 216 被操作以向前移动挡板 203、204,那么外部主体的前部中的挡板将被缩回,并且外部主体的后部中的挡板将被突出,并且如果致动器被充分移动,挡板将呈现出它们围绕飞机的整个周边均匀突出的位置。如上所述,致动器 216 由飞行员的控制柱通过开关 295 直接控制。

现在回到构成主要气体偏转装置的挡板 220、221,这些挡板可以通过致动器 166 一致地操作,即在围绕飞机周边的所有点上操作到相等的程度。如果致动器被操作以提升杆 169,那么钟形曲柄 183 通过它们的内侧端与杆 169 的蘑菇头 171 的共同作用而枢转。钟形曲柄将所有的岩石都转动到相同的程度,并将连杆 185 向内拉至相同的程度。连杆 185 将依次将丁字件 187 向内移动到相等的程度,这将向内移动钟形曲柄 226 的下臂 226b。钟形曲柄 226 的下臂向内的运动将提升上臂 226a,并将导致上挡板 220 为了缩回到槽 79 和下挡板中

221 以从狭槽 80 突出。相反,如果操作致动器 166 以降低杆 169,弹簧 230 将向外拉动缆线 188,挡板 220 将从狭槽 79 突出,而挡板 221 将缩回到狭槽 80 中。挡板 220、221 在致动器 166 的影响下的运动在飞机的整个周边上是相等的,并且将与挡板的摇摆运动相区别,这将在下文中描述。

现在参考图 7,控制轴 163 在垂直轴 146 的上端固定在隔膜 169 中,并且控制轴的上端通过隔膜 161 连接到套筒 147 的上端,转子安装在套筒 147 上。如果转子现在围绕球形轴承 148 倾斜,它将向控制轴 163 的上端施加力,控制轴 163 将围绕由隔膜 160 提供的支点枢转,并且控制轴将从其中心位置偏转,如图 7 所示。

因此,如果转子从其中性位置向后倾斜,控制轴 163 的下端将向前移动,并且这样的移动将影响电缆 188 和主气体偏转装置,主气体偏转装置包括与其连接的挡板 220、221。所有的电缆都将在一定程度上被移动,但受影响最大的将是连接到 184 链路的电缆。或者最靠近控制轴的运动平面。■

18

作为参考,假设飞机的纵轴位于南北方向,并且飞机面向北方(见图 28 和 29)。使用这些参考轴,当转子从其中间位置向后倾斜时,控制轴的下端将从其中心位置向北移动,

并且转子已经向南倾斜。包含对应于转子中性和倾斜位置的转子旋转轴位置的平面是南北平面。受控制轴下端向北运动影响最大的缆索 188 是那些通过连杆 185 和丁字件 187 连接到位于或最接近南北平面的连杆 184 上的缆索。控制轴 163 下端以北的连杆 184 将向外移动,而控制轴下端以南的连杆 184 将向内移动。

连杆 185 的尺寸和布置使得受控制轴在任何给定方向上的运动影响最大的缆线 188 将在顺时针方向上,即在转子的旋转方向上,相对于包含与转子的中性和倾斜位置相对应的旋转轴线的两个位置的平面向进 20° 的相位角,在本例中,垂直平面包含如上所述的南北轴线。因此,挡板 220、221 的受控制轴下端的北移影响最大的部分将位于北面以东 20° 和南面以西 20° 的垂直面附近,即从包含两个所述自旋轴位置的南北平面向进 20° 的平面。为了方便起见,这个高级平面被称为控制平面(见图 28)。

所有电缆 188 将通过控制轴的移动而移动到不同的程度。移动到最大范围的电缆将与控制平面相邻,移动到最小范围的电缆将与垂直于控制平面的平面相邻。

由图 28 中的线 409 指示的扇区中的电缆 188 将向外移动,并且移动最多的电缆将是那些与控制平面相邻的电缆。当缆绳向外移动时,扇形中的挡板将向下移动(见图 29),这样推进气体将倾向于流过下周边喷嘴,而不是上周边喷嘴,因此将在飞机的相关扇形上提供向上的反作用力。

在图 28 中由线 491 表示的扇区中的所有电缆将向内移动,使得该扇区中的挡板 220、221 将向上移动(见图 29),并且推进气体将优先于下部外围喷嘴流过上部外围喷嘴。挡板的最大移动将在控制平面内。图 25 显示了气体偏转装置施加的抬头力矩的一般气流模式。

由于向前移动控制轴的下端,飞机受到一个力矩,这个力矩可以认为是作用在控制平面上的力偶。这种耦合可以分解成两个分量,即南北平面上的分量对飞机施加俯仰力矩,东西平面上的分量对飞机施加滚转力矩。如果相角指定为“a”,那么第一个分量将与余弦 a 成比例,第二个分量将与正弦 a 成比例。

此外,当旋翼在飞机内倾斜时,第一分量将放大旋翼施加到飞机上的回转耦合,第二分量将与飞机获得的旋转速度相反,这将导致旋翼从其中间位置倾斜。这将在下文参照图 17、17A、18 和 18A 进行更详细的解释。

控制轴 163 的运动可以是

禁止转载

由驾驶员控制柱控制的致动器 176、178 和 179 的操作启动。

如上所述, 每个致动器 176、178 和 179 通过导管 253 连接到喷嘴 251 之一。相关联的喷嘴和致动器的相对位置是 90° 异相, 如现在将要描述的。因此, 参照图 13 和 13A, 可以看出喷嘴 251a 位于箭头所示的飞机纵轴上。喷嘴

251a 连接到致动器 176, 从图 3 中可以看出, 该致动器 176 位于飞机的横轴上, 并且在顺时针方向上, 比喷嘴 251a 提前 90°。类似地, 喷嘴 251b 连接到致动器 178, 从图 13A 可以看出, 致动器 178 在顺时针方向上比喷嘴提前 90°。最后, 喷嘴 251c 连接到致动器 179, 该致动器在顺时针方向上比喷嘴提前 90°。

致动器 176、178 和 179 由于导管 253 中的压力变化而运行。如上所述, 双壁套筒 246 中的增压室 247 设置有从燃气涡轮发动机的压缩机排出的高压空气。该高压空气流过每个喷嘴 251 的内排气管 252, 并且由于板 271 的存在, 保持每个导管 253 中的压力。如果板 271(见图 12)与每个喷嘴间隔相等的距离, 那么在每个导管 253 中产生的压力相等。现在假设当板是水平的时, 板 271 与喷嘴 251 等距。飞行员向后拉动手柄 257。棍子。256 将在轴承 254 上方弯曲, 并且板 271 将倾斜, 使得它将远离喷嘴 251a 并且将朝向喷嘴 251b 和 251c 移动。结果, 连接到喷嘴 251a 的导管 253 中的压力将降低, 而另外两个导管中的压力将增加。由于喷嘴 251a 中的压力降低, 致动器 176 中的压力将降低, 而其它两个致动器 178、179 中的压力将由于它们相关联的喷嘴 251b 和 251c 中的压力增加而增加。由于压力的变化, 致动器将向控制轴施加力, 倾向于将其下端朝向致动器 176 移动, 即在与飞行员第一次拉动手柄 257 的方向成 90° 的方向上移动。类似地, 由致动器 176、178 和 179 施加到控制轴上的任何力从飞行员移动他的手柄 257 的方向沿顺时针方向前进 90° 起作用, 因此如果飞行员将手柄 257 移动到他的左侧, 由致动器 176、178 和 179 施加到控制轴上的力将倾向于使其向前移动。

手轮 280、281' 可用于通过提供喷嘴 251 相对于板 271 的位置的 fine 调节来调整飞机。通过旋转凸轮。轮子 274 和 275、套筒 273 以及相关联的双壁套筒 246 和喷嘴 251' 可以围绕两个成直角的轴线进行调节。从而微调喷嘴 251 和 252 的出口之间的距离。通过致动器 176、178 和 179 对控制轴 163 的位置进行相应的微调, 可以获得板 271。

如上所述, 方向舵致动器 236 连接到导管 270, 导管 270 通向与舌状物 260 相关联的喷嘴 268。控制列的底部。如果飞行员转动手柄 257, 舌状物 260 被凸轮移动。259, 使得它移近喷嘴 268 中的一个, 并远离另一个喷嘴。因此, 通过移动舌状物 260, 导管 270 中的相对压力可以变化, 并且从图 11 中可以看出, 每个导管 270 连接到每个致动器 235, 但是在致动器之间, 导管如此交叉。那个。两组舵叶都是 i'h 'ri'j 牌的。SL'。J ti-l-cl i-----

由此可见, 飞行员可以通过旋转手柄 257 来控制飞机的偏航。

飞机可被认为具有机身结构和在该结构内提供推进气体的发动机装置, 发动机装置包括转子 45 和燃气涡轮发动机 72、73、74。飞行器具有出口喷嘴 86, 该出口喷嘴 86 被布置成在围绕主体结构的周边分布的多个位置处排放推进气体。主气体偏转装置与喷嘴相关联, 并且可操作以在出口喷嘴排出推进气体的多个位置中的任何选定位置可变地控制从喷嘴 86 排出的推进气体的流动特性。转子 45 包括陀螺仪, 该陀螺仪可绕旋转轴旋转, 并且该陀螺仪相对于主体结构具有中性位置。当飞机水平时, 中性位置是旋翼水平, 并且尾旋轴线垂直且平行, 在该特定飞机中, 与飞机的偏航轴线重合。在所有的图中, 除了图 29 之外, 转子都显示为中性位置。

弹簧 23 通过曲拐 2-26 起作用。电缆 188 提供了将转子 25 偏置到其在主体结构内的中性位置的装置, 尽管它们允许转子相对于主体结构移动。当飞机获得大约 30 转的旋转速度时, 弹簧 23 和缆绳 188 也使旋翼从初始稳定状态位置倾斜, 当旋翼处于所述初始位置时, 该旋转速度的轴线垂直于旋转轴线。因此, 举个例子, 假设旋翼在其中性位置旋转, 该位置可以被认为是初始稳定状态位置, 其自旋轴垂直, 那么如果飞机获得绕垂直于所述自旋轴的旋转轴的旋转速度, 在这个例子中是绕水平轴的旋转速度, 则借助于弹簧 230 和缆绳 188, 旋翼将从其初始位置倾斜。

缆索 188 及其相关联的连杆 184、185 在其内侧端成 40°, 并且在其外侧端具有曲拐 226, 这构成了介于由转子构成的陀螺仪和由挡板 220、221 构成的主气体偏转装置之间的连杆系统。此外, 连杆系统以由转子的倾斜位置决定的方式操作挡板, 如参考图 28 所述。

缆线 188 从控制轴 163 径向延伸, 并构成连杆系统的单个连杆, 将会看到, 单个连杆可以被认为是可操作地连接到围绕外围间隔开的气体排放装置的相关部分。此外, 可操作地耦合到气体偏转装置的外围相对部分的系统连杆通过在其内侧端连接到控制轴 163 而互连。

参照图 28 和 29, 对于转子的任何给定倾斜, 位于控制平面附近的气体偏转装置的相对外围部分被操作。控制平面包含旋转的位置, 轴对应; 并且相对于包含对应于转子的中性和倾斜位置的旋转轴位置的平面, 在转子的旋转方向上前进相角 α , 在这种情况下为 20°。因此, 在图 28 中, 包含对应于转子的中性和倾斜位置的 ap-in 轴的位置 65 的平面是南北平面, 并且控制平面相对于南北平面顺时针前进 20°, 即在转子的旋转方向上。图 28 中的扇区 400 和 401 表示由转子倾斜操作的气体排出装置 70 的相对外围部分。

现在参照图 14、15 和 16, 飞机控制系统的功能, 除了操作

21

滑块 305 代替了第一实施例的挡板 203 和 204 的操作。当滑块 305 处于这样的位置时：310 与舷外主体结构中的气体入口 302 对齐，推进气体进入气体入口 302 并被通道构件 104 偏转，使得气体以引导流的形式从槽 201 和 202 围绕飞行器的外围流出。从图 15 中可以看出，气体将以具有向内指向的速度分量的流的形式流出，并且这些流将有助于从出口喷嘴 86 排出的推进气体围绕上部 and 塔形弧形腹板 77、78 以及导向叶片 199 和 200 流动。流经每个上部或下部外围喷嘴的总推进气体的比例将由主气体偏转装置，即由挡板 220 和 221，以类似于图 1 至 13 所示的飞行器所述的方式来控制。

如果滑动件 395 被移动，使得外部主体后部的气体入口 302 被滑动件关闭，那么飞行器后部周围的推进气体将被阻止进入气体入口 302。在这些情况下，从围绕飞机后部的出口喷嘴 86 径向向外移动的气体将撞击外侧机身结构的后部，将分开并流过外侧机身结构的上表面和下表面。

如图 17 和 17A 所示的本发明实施例中的各种控制器的功能与参考图 1 至 13 所示的飞机的类似控制器相同。然而，由于省略了连杆 185，控制系统的相位角为 0° ，即对于给定的转子倾斜，挡板 220、221 的部分最受影响的控制平面将与包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面重合。

因此，参考图 28，假设转子从中立位置向南倾斜，控制轴的下端将向北移动。如前所述，南北平面将包含对应于转子中性和倾斜位置的自旋轴位置。然而，由于缆绳的内侧端直接连接到连杆 184，所以控制平面也将是南北平面，即包含旋翼的中性和倾斜位置的自旋轴位置的平面。

飞机将受到一个力矩，如前所述，该力矩可分解为两个分量，南北平面上的第一分量对飞机施加俯仰力矩，东西平面上的第二分量对飞机施加滚转力矩。然而，由于在这种情况下相位角为 0° ，并且由于第一分量与相位角的余弦成比例，而第二分量与相位角的正弦成比例，因此第二分量将为零，从而产生的力矩将在控制平面内。这一力矩放大了由于飞机内旋翼倾斜而施加在飞机上的陀螺耦合。因此，当旋翼向南倾斜时，它会向飞机施加一个力矩，使飞机倾斜，机头朝上。挡板 220、221 的最终运动将在飞机的前部缩回挡板 221 并推进挡板 220，在飞机的后部缩回挡板 220 并推进挡板 221。因此，飞机将被给予一个机头朝上的俯仰力矩，正如将要看到的，该力矩放大了由于飞机内的旋翼俯仰而施加给飞机的机头朝上的俯仰力矩。通过旋翼的俯仰作用施加到飞机上的陀螺力偶通过弹簧 230 施加到飞机上。=■ - ■■，fr—x；

。各种功能。控件' in _IMpact:'

。 22

图 18 和 18A 所示的部件与参照图 1 至 13 所示的飞机描述的类似控制装置相同。然而，在图 18、18A 中，控制系统 5 的相位角是 90° ，使得系统的控制平面在转子旋转方向上前进 00° 。因此，由于直角连杆 350 的插入，如果转子向南倾斜，并且控制轴的下端朝北移动，则向东的缆索 188 将向外移动，向西的缆索 188 将向内移动。结果，挡板 220、221 将被操作以向飞机施加围绕其纵轴的滚动力矩，当从后面观察时，倾向于以逆时针方向滚动飞机。如果飞机达到一个从后面看时倾向于使其沿纵轴顺时针方向旋转的旋转速度，则可能导致旋翼向南倾斜。因此，可以看出，施加到飞机上的 20° 力矩与飞机获得的旋转速度直接相反。应用于飞机的力偶可以分解成与相角的余弦成正比的两个分量，而相角的正弦仍然成立。然而，由于相位角为 90° ，与角度余弦成比例的分量，即倾向于放大施加到飞行器上的陀螺耦合的分量为零，并且只有倾向于使飞行器滚动并与飞行器获得的旋转速度直接相反的分量实际上施加到飞行器上。

图 19、20' 和 21 所示的飞机控制系统的功能与图 35 URES 1 至 13 所示的飞机控制系统的功能相同，除了襟翼 324 的操作代替了图 1 至 13 所示飞机的挡板 203、204 的操作。

当挡板 324 处于它们的第一位置时(在图 21 中用实线示出)，由于主气体偏转装置的操作，通过下部外围喷嘴流出的气体将被基本上向内和向下引导。相反，由于主气体偏转装置的操作，通过上部外围喷嘴流出的气体将被基本上向内和向上偏转。如果现在襟翼 324 移动到它们的第二位置(在图 21 中以虚线示出)，从下部外围喷嘴的前部发出的推进气体仍将大致向内和向下引导。然而，从下部外围喷管后部喷出的气体一般会向下和向外喷出，给飞机一个向前和向上的推力。

现在将描述图 1 至 13 中描述的飞机 55 的实施例的操作。飞机。能够垂直起飞和降落，并能在上升到所需高度后向前飞行。该飞机配备有一个由飞行员控制的控制系统，还配备有一个自动控制系统 gQ，以减少飞机在扰动时的发散，扰动使飞机绕垂直于旋翼旋转轴的旋转轴旋转。控制系统减小了飞机在 65° 滚转或俯仰力矩作用下的发散，即倾向于给予飞机倾斜速率的力矩。

当燃气涡轮发动机 72、73、74 启动时，空气和废气沿着气体置换通道向外流动，通过出口喷嘴，并且根据主气体偏转装置的位置，通过上部 and 下部外围喷嘴中的一个或两个。为了取出，控制器被设置在这样的位置，即第二气体偏转装置，

i. e. 挡板 203、2G4 围绕整个周边均匀地伸入上下周边喷嘴

一个或一个以上

23,

飞机的。轮胎主气体偏转装置用于。基本上将全部推进气体转移通过下部外围喷嘴，为此，操作致动器 166 将挡板 221 缩回到槽 80 中，并将挡板 220 从槽 79 中伸出。推进气体因此沿着气体置换通道向外流动，但是其沿着通道的上壁的流动被挡板 220 的突出所中断，并且气体向下和向内通过下周边喷嘴。由于柯恩达效应，气体倾向于沿着导向叶片 200 并沿着内侧主体结构的肋的下半径腹板 78 的覆盖物流动。挡板 204 的突出有助于这种向下和向内的流动，挡板 204 中断了气体沿着外侧主体结构的下表面的流动。通过下周边喷嘴的推进气体流，空气被引导流过上周边喷嘴，这种被引导的空气流由图 22 和 23 中的箭头表示，并与主气流汇合，以略微增加其推力。

图 22 显示了气体流动的一般模式，从图中可以看出，气体向内向下流动，直到在向外卷曲时与地面相邻。通过这种控制设置，已经发现，当飞机靠近地面时，从飞机喷出的气体形成向下移动的管状帘幕，为着陆和起飞提供推力增强。当飞机靠近地面时，这种推力增加被称为“地面缓冲效应”。通过如上所述的向下移动的管状气幕获得。

如图 23 所示，当飞机上升时，管状气幕基本上变成固体。当飞机处于离地面相当高的高度时，离开下部外围喷嘴的推进气体能够向内移动到比飞机靠近地面时更大的程度，并且来自飞机外围各个部分的气流汇合形成向下移动的气体的固体射流，该气体射流向上推动飞机。

如图 23 所示，在自由空气中悬停时，飞机上的向上推力大于发动机的静态推力。据信，自由空气中的推力增加是由于以下事实：

(1) 从下部外围喷嘴排出的气体具有大的表面积，并夹带大量的环境空气。这种夹带增加了质量流量，降低了气流速度。

(2) 从下部外围喷嘴流出的推进气体和夹带的环境空气被引起穿过下部翼型表面，并向下偏离表面，其速度分量大致垂直于该表面。这种向下的偏转在表面上引起向上的反作用力，为飞机提供升力。

如上所述。从喷嘴排出的气体向内“弯曲”，从相反方向流向表面中心的气流在中心附近相遇，由于下翼型表面的存在，气体不能向上移动，气体被偏转。从而在所述下表面上提供向上的反作用力。

当飞机达到期望的高度时，飞行员操纵控制装置将飞机从悬停转移到向前飞行。这是通过移动辅助气体偏转装置，即气囊 203、204 来实现的，使得它们在飞机的后部完全缩回，并在飞机的前部完全伸出。安-克拉夫特在。同时操作致动器

* "V ■"

24

166 以升高挡板 220、221，直到它们都以大致相等的程度突出到气体置换通道中。如图 24 所示，在控制器的这个位置，飞机周围通过上部 and 下部外围喷嘴的气流基本相等。由于在飞机前部的辅助气体偏转装置，即挡板 203、204 从外部机身结构伸出，从图 24 可以看出，离开出口喷嘴前部的推进气体在导向叶片 199 和 200 周围流动。因为挡板 220、221 分别从上部 and 下部突出。气体置换通道的下壁气体的流动在两个壁上都被中断，但是气体由于柯恩达效应而围绕导向叶片 15、199、20 流动。柯恩达效应。由于挡板 203、204 在飞机前部的突出，气体不允许围绕外部机身结构的蒙皮的前部平稳地流动。

然而，在飞行器的后部，在挡板 203、204 缩回的地方，气体能够基本上径向向外通过，并且由于柯恩达效应而沿着外侧机身结构的外表面流动。从图 24 可以看出，这导致了一股通常向后和向下偏转的推进气流。如图所示，流经飞机前部的下部外围喷嘴的气体被限制为沿着飞机的下侧流动，并遇到从飞机后部的上部 and 下部外围喷嘴喷射的气体 30。结果，飞机被向前推进，并且还从向后排放的推进气体的向下方向获得一些升力。此外，由于飞机横截面是翼型，因此

飞机向前运动时，它以类似于常规飞机机翼的方式受到空气动力升力。

现在将考虑飞机对自动稳定系统和飞行员控制系统的反应。然而，在详细考虑答复之前，有必要提及几点。如上所述，飞机可以在地面上空盘旋，也可以向前飞行；在向前飞行时，飞机的响应受到减稳力矩的影响，而在悬停时，减稳力矩不影响飞机的响应。已经描述的飞机通常是圆盘形的，这些飞机的重心大约在圆盘的中心。另一方面，由于飞机的外壳使飞机起着机翼的作用，压力中心大约是前缘后弦长的三分之一。因此，在向前飞行时，压力中心在重心之前。由此可见，如果飞机在向前飞行中遇到阵风，飞机的迎角将增加，这将增加升力，而这又将增加俯仰力矩，因为压力中心在重心的前面。机头向下 60° 俯仰力矩会产生相反的效果：随着飞机机头向下俯仰，迎角减小，升力减小，迎角减小，以此类推。

对于所描述的飞机，由于没有尾翼面，不稳定力矩会导致 63° 俯仰角的发散，这种发散速度非常快，因此在向前飞行时，如果没有修正，飞机将会翻倒。在遭遇阵风后的一两秒钟内。这种发散速度如此之快，飞行员无法手动控制。

-0 在霍夫林，没有不稳定力矩，因为压力中心和重心在一条线上。如果飞机在悬停时遇到阵风，阵风会使飞机倾翻，但是，由于阵风可能被认为是一种冲动，并且由于没有不稳定力矩，75 将不会有稳定的发散；分歧将是

禁止转载

通过第一和第二气体偏转装置使推进气体穿过下机翼表面；挡板 220、221 和 203、204 分别

25 瞬态，但仍将如此迅速，以至于通常超出飞行员的手动控制。

因此，在向前飞行和悬停时，都需要一个自动稳定系统来降低发散率。本发明提供的自动稳定系统与飞行员的控制系统如此互连，以至于飞行员通过自动稳定系统的操作来控制飞机。当飞机处于稳定状态时，当飞机获得绕垂直于尾旋轴线的旋转轴线的旋转速度时，自动稳定系统开始工作；换句话说，如果飞行器获得一个倾斜速率(无论是俯仰速率还是滚转速率)，系统就会运行。飞机可以从外部干扰，例如阵风，或通过飞行员对控制系统的输入获得一个速率。

应该考虑的另一点是，飞机对低频力的反应比高频力更容易。控制系统施加在飞机上的力至少部分是高频和低频力的组合；例如，控制系统的特征频率可以是 3 cps., 15 cps. 和 40 cps.。然而，飞机或多或少只对低频力作出反应，控制系统的高频运动几乎完全局限于控制系统。

将参照图 30 至 34 描述飞行器的响应，图 30 至 34 显示了一系列曲线图；每个响应由六个图表描述。图表显示了以下位移和速度：

- (一)
- (二)

飞机的滚转角，单位为弧度，

飞机的滚转速率或滚转速度，单位为弧度每秒

以弧度表示的飞机俯仰角，

- (三) 飞机的俯仰速率或俯仰速度，单位为弧度每秒，

- (四) 旋翼在飞机内的滚转量，以其最大滚转的百分比来测量，
- (五) 旋翼的滚转量由结构限制来设定，例如，可以是距中性位置 34°

飞机内旋翼的螺距是以其最大螺距的一部分来测量的，最大螺距被限制为最大横摇。

- (六) 飞机的响应将取决于控制轴 163 的运动和包括挡板 220、221 的主气体偏转装置的运动之间的相位角。随着相位角的增加，系统的阻尼增加，直到一个点。具有零相位角的系统没有内置阻尼，而具有 0.90° 相位角的系统具有相当大的内置阻尼，这将从下面的讨论中显而易见。如上参考图 28 所述，图 1 至 13 的实施例的相位角是顺时针 20°，即在转子的旋转方向上。

参考图 30，这显示了图 1 至 13 的飞机在悬停时，如果飞行员向右移动操纵杆的响应。操纵杆向右移动的量是根据转子的最终运动来测量的，该运动表示为转子在任何方向上的总允许运动的百分比，各种运动被认为是飞机在地面上，转子静止。因此，如上所述，旋翼从中立位置向任何方向的总运动可能是 34°，因此，如果飞行员将滑油向右移动 10%，这将意味着他已经充分移动了操纵杆，这样，当飞机在地面上并且旋翼静止时，旋翼将从中立位置移动 34° 的 10%。如上所述，控制柱的运动与 C-90 异相。施加到上的合力。控制轴。那个，作为

！飞行员移动 iis。坚持。向右移动

一个或一个以上

26 通过摇动控制轴 163 对转子的俯仰力矩。

此外，图表是在假设飞行员的输入是阶跃输入，即突然输入，而不是沿期望方向缓慢移动的基础上绘制的。

回到图 30，作为飞行员向右移动操纵杆的结果，他通过控制轴 163 向转子施加俯仰力矩，结果获得俯仰速度或俯仰速率；一旦获得这个速率，它就受到陀螺运动和进动定律的影响。参考图 30 的曲线图，可以看出，转子最初在滚转和俯仰两个方向上振荡，然后在俯仰方向上偏转而在滚转方向上偏转较小的情况下获得稳定状态。当旋翼振荡时，它通过控制轴操纵控制系统，但振荡频率太高，对飞机没有太大影响。在最终稳定状态下，转子的偏转通过控制轴传递，以操作主气体偏转装置。对飞机施加一个力矩，该力矩可以分解为关于飞行器横向和纵向轴线的两个分量。由于推进气体通过气体置换通道的内部流动，围绕飞机纵轴的部件克服了飞机的空气动力学阻尼。因此，在步枪枪身纵轴的一侧，枪身试图向下移动径向流动的气体，而在纵轴的另一侧，枪身将倾向于向上移动气体。气体会用一个与其质量、径向速度和飞行器角速度成正比的力来抵抗这种运动。绕飞机横轴的分量用于克服回转力矩，使飞机滚转。

图 30 中的曲线甲和乙表明，在滚转速率初始振荡后，飞机获得基本稳定的滚转速率和稳定增加的滚转角。图 30 的曲线 C 和 D 表明，飞机基本上没有俯仰扰动，但最初有一个衰减的振荡俯仰速率。曲线图表明，飞机基本上只对曲线图 E 和 F 所示的旋翼振荡的低频分量作出响应。

图 31 显示了图 1-13 中的飞机在转弯时遇到稳定的滚转力矩时的响应，这是飞机遇到突然的侧阵风时可能出现的近似情况。滚转力矩使飞机的滚转速率增加(图 B)，可以看出旋翼略微落后于飞机的运动。然后，旋翼开始赶上横摇中的飞机，并获得一个滚转速率。一旦转子获得滚转速率，它将遵循陀螺定律及其运动。将如图 31 的曲线图 E 和 F 所示。可以看出，在初始振荡后，转子达到一个相对稳定的状态，在滚动中有一个偏转，在俯仰中有一个较小的偏转。转子的偏转通过控制轴 163 传递，以操作气体偏转装置来减小飞机的发散。

图 31 中的曲线甲和乙显示，在滚转率开始急剧增加后，滚转率下降到。基本上稳定的值，并且滚动角稳定地增加。图表 C 和 D 显示俯仰速度快速增加，并稳定在一个相对稳定的值，俯仰角稳定增加。俯仰滚转的偏离非常慢，飞行员很难修正。

图 32、33 和 34 显示了图 1 至 13 的飞机在向前飞行时的响应。图 32 显示了飞机对飞行员将控制杆向右移动 10% 的反应，10% 的移动如上定义。就位的飞行员向旋翼施加俯仰力矩，这样作动器将获得俯仰速率，然后跟随陀螺

我，“a”

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

我，

27 条法律。图 32 的曲线图的初始部分基本上类似于图 30 的曲线图，也就是说，在初始瞬时振荡之后，飞行员引起的扰动产生基本上恒定的滚转速率，而俯仰速率几乎为零。然而，从图 32 的曲线 C 可以看出，由于飞机已经有了一定程度的俯仰，上述的减稳力矩影响了飞机的性能。结果，滚转速率和俯仰速率偏离了它们基本上稳定的状态。-不稳定力矩的总体影响是使飞机滚转，从而增加滚转速率，这反过来又增加俯仰中的陀螺耦合，并导致俯仰速率增加，这反过来又增加去稳定力矩，等等。然而，发散足够慢，可以由飞行员控制。

图 33 显示了飞机对飞行员将操纵杆向前移动 10% 的反应。在图 32 所示的响应中，不稳定力矩的影响是次要的，因为主要输出是滚转，而在图 33 中，不稳定力矩是主要的，并且在滚转速率和俯仰速率上产生更快的发散。飞行员的输入给旋翼施加一个滚转力矩，旋翼获得滚转速率，随后遵循陀螺运动定律。这种影响基本上类似于图 32，除了去稳定力矩的影响，它阻止了获得稳定的滚转和俯仰速率。因此，当飞机开始向下倾斜时，升力减小，这反过来又增加了向下倾斜，从而减小了升力，以此类推，如上所述。图 32 中的曲线 B 和 D 显示了发散的滚转速率和俯仰速率，但这种发散足够慢，飞行员可以进行修正。

图 34 显示了飞机遇到速度为 10 英尺的锐边阵风时的响应。每秒。在向前飞行的阵风中，飞机上的扰动因飞机的运动而变化，应与图 31 中假设飞机悬停时施加稳定力矩的情况相区别。参考图 34，阵风对飞机施加俯仰力矩，从而获得俯仰速率。转子稍微滞后，然后它也获得一个俯仰速率，因此开始滚转。在滚转过程中，旋翼向控制系统施加滚转力矩，控制系统开始使飞机滚转。飞机和旋翼的最终运动如图 34 所示。滚转速率和俯仰速率的初始相对较高的瞬态值减小到相对较小的值，但是由于如上所述的减稳力矩而发散。可以看出，飞机在滚转和俯仰两个方向上都有位移，但滚转位移比俯仰位移大。和以前一样，发散足够慢，飞行员能够控制飞机。

当飞机向前飞行时，除了如上所述的由于内部尾气流而产生的空气动力阻尼之外，由于空气流过飞机的外部蒙皮，还会产生飞机的外部空气动力阻尼。

可以看出，控制系统的作用是减小飞机在扰动后的发散，扰动值可以由飞行员修正。如果没有自动稳定系统，飞机可能会在俯仰阵风中翻转得太快，飞行员无法控制运动。

图 14、15 和 16 所示的飞机的操作与参考图 1 至 13 描述的飞机的操作相同，除了从悬停变为向前飞行所需的操作，反之亦然。

如上所述，当滑块 305 处于其中的孔 310' 与外侧主体结构中的气体入口 302 对齐的位置时，推进气体进入气体入口并被通道构件 194 偏转以产生引导气流。对于“起飞”，滑块 305 被布置成使得孔 310 与 5 个气体入口 302 对齐，并且主气体偏转装置被布置成使得基本上全部推进气体通过下部外围喷嘴排出。图 26 显示了起飞时推进气体的总流量。

10 通过下部外围喷嘴的推进气体流导致空气流过上部外围喷嘴，并且还流过气体入口 302 和下部狭槽 202。这种诱导气流有助于将推进气体从外侧机身结构中分离出来，并且由于柯恩达效应，推进气体向下并向内绕过飞机的下蒙皮。如图 26 所示，我们发现，当控制装置处于这个位置时，从飞机上喷出的气体形成一个向下移动的管状气幕，气幕向外卷曲并靠近地面。将图 26 与图 22 相比较，可以看出图 26 中气体的内侧偏转小于图 22，这是因为实施例中外侧主体结构上的挡板与图 26 的实施例中通过外侧主体结构引入的空气流相比，图 22 的内在切断来自外侧主体结构的气流方面更有效。我们发现，采用类似于图 26 所示的布置，但没有中心稳定喷管，在靠近飞机中心的飞机下方出现一个环形负压区。为了释放这个负压区，提供了中央稳定喷嘴 313，并从该喷嘴喷射出一些推进气体：这消除了负压区并增加了飞机的上升推力。

为了从悬停改变到向前飞行，飞行员操作他的控制

柱上的开关 295 来移动滑块 305，使得滑块 40 中的孔 310 移动到与外部主体结构的后部中的气体入口 302 不对齐。同时，飞行员操作他的控制器来移动主气体偏转装置，使得气体将径向向外流过出口喷嘴，即，使得上挡板 45 和下挡板 22、221 以相等的量突出到气体置换通道中。通过这种控制设置，从出口喷嘴后部喷出的推进气体将流过外侧机身结构的上、下表面，如图 27、5Q 所示，因为通过主气体偏转装置挡板的投影，气体被阻止绕过飞机的上下蒙皮。

在飞行器的前部周围，推进气体进入气体入口 302，并被通道构件 194 向上和向下偏转，使得它看起来分别直接向上和向内以及向下和向内引导气流。这些引导气流帮助剩余的推进气体围绕导向叶片 199 和 200 向上和向下流动，并沿着飞机的上表面和下表面向后流动。从中央稳定喷嘴 313 喷出的气体与沿 6-飞机下表面流动的气体汇合，并向后流动，直到遇到从飞机后部喷出的气体。从图 27 中可以看出，产生的后向气流稍微向下，因此飞机被向上和向前推进。

70 在所有飞行状态下，图 14、15 和 16 的飞机在俯仰、滚转和偏航方面的控制和稳定性与参考图 1 至 13 所述的飞机完全相同。

现在参考图 17 和 17A，这些图示 75 示出了在它们之间具有零相位角的控制系统

控制轴的运动和主气体偏转装置的最终运动。该系统没有前述飞机的方式向前和向上推进。上部外围喷嘴仅用于控制内置阻尼，由于外部干扰力或飞行员引起的干扰力而施加制目的，并且控制系统的操作与参照图 1 至 13 描述的控到飞机上的力偶将通过旋翼轴的倾斜来放大施加到飞机制系统的操作相同。

使用上述方向惯例，如果飞机悬停，飞行员将操纵杆泛的含义使用，是指在空中被推进但不一定由此得以维持向右推 10%，执行器 176、178 和 179 将通过控制轴向旋的飞行器。在适当的情况下，该术语旨在包括这样的交通翼施加俯仰力矩。转子将获得俯仰速率，并遵循陀螺定律。工具，该交通工具不在该词的普遍接受的意义上飞行，而是“掠过”由通常向下导向的推进气体流 15 支撑的陆地或水面。

图 35 显示了图 17 和 17A 的飞机在悬停时，飞行员向右移动操纵杆 10% 时的反应。对于类似的输入，响应类似于图 1 至图 13 的飞机的图 30 中所示的响应，除了由于气体通过气体置换通道的内部流动而产生的空气动力学阻尼之外，运动是无阻尼的。将图 35 和图 30 的曲线图进行比较，可以看出如何通过将相位角增加到 20° 来抑制系统的振荡。也就是说，图 35 的响应与图 30 的响应有很大的不同，图 30' 的稳定滚转速率和稳定俯仰速率以及飞机和旋翼的滚转和俯仰速率上叠加了一个振荡。虽然驾驶具有这种控制系统的飞机是可能的，但对飞行员来说，这比图 1 至 13 的飞机更不舒适。

图 36 示出了具有相位角为 90° 的图 18 和 18A 的控制系统的飞机的响应。图 36 与图 35 和 30 的比较表明，响应与图 30 和 35 中的响应相似，但比所述系统中的任何一个都阻尼更大。因此，当飞行员向旋翼施加俯仰力矩时，旋翼获得俯仰速率，并遵循图中所示的陀螺定律。在最终稳定状态下，转子在滚动时有位移，在俯仰时位移较小。倾斜的转子操作气体偏转装置向飞机施加力偶，类似于图 30 的响应中向飞机施加的力偶，但由于相位不同，施加力偶的转子位置与图不同。30. 可以看出，该系统阻尼非常好，因此比图 1-13 所示的飞机飞行更舒适。然而，这种系统的缺点是产生给定速率所需的时间不必要地长，因此希望在零相位角和 90° 相位角之间进行折衷，以提供一种部分阻尼但具有快速响应的系统。如参考图 1 至图 13 以及图 30 至图 34 所示的响应所述，这样的折衷可以通过 20° 的相位角来获得。

现在参考图 19、20 和 21，图中所示的飞机在俯仰、滚转和偏航状态下的控制和稳定，在所有飞行状态下，都类似于图 1 至 13 的飞机控制。唯一不同的是从悬停变为前飞所需的操作。

对于悬停，主气体偏转装置被布置成使得基本上全部推进气体向下通过。向内通过下部外围喷嘴。当飞机上升到所需高度时，飞行员操纵其控制器将襟翼 324 移动到它们的第二位置，但是他将主气体偏转装置保持在它们的初始位置，使得基本上全部推进气体通过下部外围喷嘴排出。因此，在向前飞行时，推进气体从低处的前部排出。外围设备。..喷嘴并向内通过。和向下，而通过 1

下部外围喷嘴的后部向外并向下通过。飞机以类似于

术语“飞行器”在说明书和权利要求书中以其最广泛

应当理解，在此示出和描述的本发明的形式是优选

的例子，并且在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范

围的情况下，可以进行各种修改。

我们声称我们的发明是：

1. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构

内提供推进气体的发动机装置；和排出推进力的出口

喷嘴

25 气体，分布在结构周围的多个位置；该控制系统包括与

喷嘴相关联的气体偏转装置，该气体偏转装置可操作以在

所述多个位置中的任何选定位置可变动地控制从喷嘴排出的

推进气体的流动特性；转子，其可绕旋转轴旋转并相对于

于主体结构具有中性位置，转子安装在结构内以具有有限

程度的万向运动；与转子相关联的偏置装置，用于将转子

偏置到其中性位置，并允许转子之间的相对运动。旋翼和

机身结构，当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转

速度时，旋翼随之从其中间位置倾斜；以及介于转子和气

体偏转装置之间的链接系统，以操作后者。对转子从中立

位置倾斜的响应。并且以由转子的倾斜位置确定的方式；

该系统的单个链节可操作地连接到气体偏转装置 45 的相

关部分，该气体偏转装置 45 围绕外围间隔开；作为扰动

的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞

行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴排出的推进气体的

流动特性的旋转轴，以减小发散

50 的飞机发生上述干扰。

2. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构

内提供推进气体的发动机装置；和在周围分布的多个

位置排出推进气体的出口喷嘴

55 结构的外围；该控制系统包括与喷嘴相关联的气体偏转

装置，该气体偏转装置可操作以可变动地控制在所述多个

位置中的任何选定位置从喷嘴排出的推进气体的特性；转子

60，其可绕旋转轴线旋转，并且相对于主体结构具有中性

位置，该转子安装在该结构内，以具有有限程度的万向运

动；与旋翼相关联的偏置装置，用于将旋翼偏置到其中间

位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞

机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，旋翼从

其中间位置倾斜；在转子和连接气体偏转装置 70 之间插

入一个连接系统，以响应转子从其中间位置的倾斜并以由

倾斜位置确定的方式操作后者。转子；该系统的单个链节

可操作地连接到围绕外围 75 间隔开的气体偏转装置的相关

部分，链节可操作地连接到外围相对的部分

31 32

气体偏转装置的部分相互连接；连杆系统对转子倾斜的响应导致气体偏转装置的相对外围部分的操作；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以将力偶施加到飞行器上，从而减小所述扰动引起的飞行器发散。

3. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构内提供推进气体的发动机装置；以及出口喷嘴，用于在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括气体偏转装置。该喷嘴可操作以在所述多个位置中的任何选定位置可变地控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性；可绕旋转轴线旋转并具有相对于机身结构的中性位置的转子，该转子安装在该结构内以具有有限程度的万向运动，与转子相关联的偏置装置，以将其偏置到中性位置并允许转子和机身结构之间的相对运动，当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，随后使转子从其中性位置倾斜并将陀螺耦合器应用到飞机上；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，以响应转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链节可操作地连接到气体偏转装置的相关部分，该相关部分围绕外围间隔开，并且可操作地连接到气体偏转装置的外围相对部分的链节相互连接；连杆系统对转子倾斜的响应引起位于控制平面附近的气体偏转装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性位置和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相角 α ，相角 α 的值在 0° 和 90° 之间，包括 0° 和 90° ；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以将力偶施加到飞行器上，从而减小飞行器在所述扰动下的发散，该力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量，该分量放大所述陀螺力偶，以及与正弦 α 成比例的第二分量，该分量直接与所述旋转速度相反。

4. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转的转子，该转子相对于主体结构具有中性位置，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与旋翼相关联的偏置装置，以将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜；与喷嘴相关联的气体偏转装置，可操作以可变地控制 $\pi J_1 * kL_{-} W^* \blacksquare ta? , "V \blacksquare$

在所述多个位置的任何选定位置从喷嘴排出的推进气体的流动特性；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链路可操作地耦合到围绕所述外围间隔开的气体偏转装置的相关部分；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作 10，该扰动将旋转速度传递给飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以减小飞行器在所述扰动上的发散。

5. 一个有身体结构的 aic^{rsdt} 人的扭曲身体；发动机装置——在发动机内提供推进气体，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并相对于机身结构具有中性位置的转子，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排出推进气体；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位

置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，使转子从其中间位置倾斜 30° ，并向飞机施加陀螺耦合；与喷嘴相关联的气体偏转装置，其可操作以在所述多个位置中的任何选定位置可变地控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置和 40° 的倾斜，以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的各个链节可操作地连接到围绕所述周边间隔开的气体偏转装置的相关部分，并且链节可操作地连接到被引入的气体偏转装置的周边相对部分；连杆系统对转子倾斜的响应引起邻近控制平面的气体偏转装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性位置和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相角 α ，相角 α 的值在 0° 和 90° 之间，包括 0° 和 90° ；作为扰动的结果，气体偏转装置 55 的操作，该扰动将旋转速度施加到飞行器上，该旋转速度围绕旋转轴，控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性，以将力偶施加到飞行器上，从而减小 60 由于所述扰动而引起的飞行器 β 的发散，该力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量，该分量放大所述陀螺力偶，以及与正弦 α 成比例的第二分量，该分量直接与所述旋转速度相反。

65 6. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统

结构；结构内提供推进气体的发动机装置；以及出口喷嘴，其被布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；70° 控制系统包括与喷嘴相关联的气体偏转装置，该气体偏转装置可操作以在所述多个位置中的任何选定位置可变地控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性；可绕旋转轴旋转并安装在结构内以具有中性位置的转子

一个或一个以上

33

相对于车身结构，转子具有有限程度的万向运动；与旋翼相关联的偏置装置，用于将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜；置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜，并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链路可操作地耦合到围绕所述外围间隔开的气体偏转装置的相关部分；作为扰动的结果操作气体偏转装置，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴排出的推进气体的流动特性的旋转轴线，以减小所述扰动引起的飞行器的发散；以及一致操作气体偏转装置的所有所述部分的第一操作装置。

7. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构内提供推进气体的发动机装置；以及出口喷嘴，其被布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与喷嘴相关联的气体偏转装置，该气体偏转装置可操作以可変地控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性。所述多个位置中的任何选定位置；转子，其可绕旋转轴线旋转，并且相对于主体结构具有中性位置，该转子安装在该结构内，以具有有限程度的万向运动；与旋翼相关联的偏置装置，用于将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜；飞行员操作的装置，用于在期望的方向上向转子施加倾斜力矩；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，以响应转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链路，可操作地耦合到围绕所述外围间隔开的气体偏转装置的相关部分；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作使飞机绕转向轴产生旋转速度，控制从出口喷嘴排出的推进气体的流动特性，以减小飞机因所述扰动而发生的发散，以及所述引导装置的操作使转子倾斜，并操作气体偏转装置以扰动飞机，并使其绕转向轴产生旋转速度。

8. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转的转子，该转子相对于主体结构具有中性位置，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕周边分布的多个位置处排放推进气体

结构的；该控制系统包括与旋翼相关联的偏置装置，以将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜；与喷嘴相关联的气体偏转装置，其可操作以可変地控制从喷嘴排出的推进气体的特性。位于 mny、H tselected^Qaitioh 所述多重数=:of 位置的喷嘴；。飞行员

34

操作装置，用于在期望的方向上向转子施加倾斜力矩；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，以响应转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链路可操作地耦合到围绕所述外围间隔开的气体偏转装置的相关部分；作为扰动的结果的气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度传递给飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以减小飞行器在扰动时的发散，并且所述飞行员操作装置的操作导致转子倾斜，并且。15 操作气体偏转装置以干扰飞机并向其传递。绕旋转轴的旋转速度。

9. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；结构内的发动机装置，用于提供动力-

20 爆炸性气体；以及出口喷嘴，用于在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与喷嘴相关联的气体偏转装置，该气体偏转装置可操作以可変地控制在所述多个位置中的任何选定位置从喷嘴排出的脉冲气体的流动特性；转子，其可绕旋转轴线旋转并相对于主体结构具有中性位置，该转子安装在该结构内以具有有限程度的万向移动；与旋翼相关联的偏置装置，用于将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机 35 获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，使旋翼从其中间位置倾斜并向飞机施加陀螺耦合；第一个飞行员操作的装置？；要应用倾斜；在所需方向上对所述转子的力矩；置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子 40 从其中间位置的倾斜，并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链节可操作地连接到气体偏转装置的相关部分，这些相关部分围绕外围间隔开，并且可操作地连接到气体偏转装置的外围相对部分的链节相互连接；

连杆系统对转子倾斜的响应导致位于控制平面附近的气体偏转装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性位置和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进了相角 α，相角 α 的值在 0° 和 90° 之间；以及第二先导操作装置，用于一致地操作气体偏转装置的所有所述部分；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度施加到飞行器上，该旋转速度围绕旋转轴控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性，以将力偶施加到飞行器上，从而减小所述扰动引起的飞行器的发散，力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量，该分量放大所述 65° 陀螺力偶，并且与正弦 α 成比例的第二分量直接与所述旋转速度相反；以及所述第一飞行员操作装置的操作导致转子倾斜并操作气体偏转装置以干扰飞机并向其施加绕旋转轴的旋转 70° 速度。

10. 一种用于具有机身结构的飞机的控制系统；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并具有中性位置的转子

75，转子具有有限的

一个或一个以上

普遍运动的程度；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕该结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，使转子从其中间位置倾斜并向飞机施加陀螺耦合；第一先导操作装置，用于在期望的方向上向转子施加倾斜力矩；置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜，并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链节可操作地连接到气体偏转装置的相关部分，该相关部分围绕外围间隔开，并且可操作地连接到气体偏转装置的外围相对部分的链节相互连接；连杆系统对转子倾斜的响应导致位于控制平面附近的气体偏转装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性位置和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相角 α ，相角 α 的值在 0° 和 90° 之间，包括 0° 和 90° ；以及第二先导操作装置，用于一致地操作气体偏转装置的所有所述部分；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性的转向轴，以将力偶施加到飞行器上，从而减小所述扰动引起的飞行器的发散，该力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量和与正弦 α 成比例的第二分量，该第二分量放大所述陀螺力偶，并且直接与所述旋转速度相反；以及所述第一飞行员操作装置的操作导致转子倾斜并操作气体偏转装置以干扰飞机并向其施加绕转向轴的旋转速度。

11. 根据权利要求10所述的控制系统，包括控制轴，所述控制轴被布置成绕相对于主体结构固定的支点摇摆运动；将控制轴的一端和转子互连的装置；枢转地安装在控制轴上的多个曲拐；以及可相对于控制轴移动并与曲拐配合以一致地移动曲拐的支座；并且其中连杆系统包括从控制轴向外辐射的机械连杆，每个连杆在其内侧端连接到所述钟形曲柄之一。

12. 根据权利要求10所述的控制系统，其中所述第一飞行员操作装置包括飞行员控制柱；与所述柱相关联的多个流体导管，与所述柱相关联的用于在所述柱移动时改变所述导管中的相对流体压力的装置，以及连接到所述导管并被布置成向所述转子施加倾斜力矩的多个致动器。

13. 根据权利要求11所述的控制系统，其中，所述第一驾驶员操作装置包括驾驶员控制柱；与所述柱相关联的多个流体导管，与所述柱相关联的用于在所述柱移动时改变所述导管中的相对流体压力的装置，以及连接到所述控制轴的多个致动器，所述致动器在期望的方向上并因此向转子施加倾斜力矩。

14. 根据权利要求13所述的控制系统，其中所述转子安装在球形主体结构中
5个轴承布置在转子重心下方。

15. 一种用于飞行器的控制系统，该飞行器具有由相对的翼型表面覆盖的透镜体结构，该翼型表面提供升力发展表面；结构内提供推进气体的发动机装置

10 发动机装置，包括可绕旋转轴线旋转并相对于车身结构处于中间位置的转子，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴15，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕该结构的周边分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与旋翼相关联的偏置装置，以将旋翼偏置到其中间位置，并允许旋翼和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于自旋轴的旋转轴的旋转速度时，旋翼从其中间位置倾斜；与喷嘴相关联的气体偏转装置25，其可操作以可 variably 控制在所述多个位置中的任何选定位置处从喷嘴排出的推进气体的流动特性；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；该系统的单个链路可操作地耦合到围绕所述外围间隔开的气体偏转装置的相关部分；气体偏转装置35的操作是扰动的结果，该扰动将旋转速度传递给飞行器，该旋转速度围绕控制

said conduits and arranged to apply a tilting moment

从出口喷嘴排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以减小所述扰动引起的飞行器的发散。

40 16. 一种用于具有透镜体的飞行器的控制系统

由相对的翼型表面覆盖的机身结构，该翼型表面提供升力发展表面；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转并相对于主体结构具有中性位置的转子，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道，推进气体沿着该气体置换通道被转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通并被布置成置换气体

50 在围绕结构外围分布的多个位置充入推进气体；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，使转子从其中间位置倾斜，并向飞机施加陀螺耦合；与喷嘴相关联的气体偏转装置，该气体偏转装置可操作以在所述多个位置中的任何选定位置可 variably 控制从喷嘴排出的推进气体的流动特性；以及置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，以响应转子从其中性位置的倾斜来操作气体偏转装置

65 位置，其方式由转子的倾斜位置决定；该系统的单个链节可操作地连接到围绕所述周边间隔开的气体偏转装置的相关部分上，而链节可操作地连接到相互连接的气体偏转装置的周边相对部分上；连杆系统对转子倾斜的响应导致位于控制平面附近的气体偏转装置的相对外围部分的操作，该控制平面包含对应于中性位置的自旋轴的位置

75 转子，并沿旋转方向前进

37 转子相对于包含对应于 ro 中性
和倾斜位置的自旋轴位置的平面的相位角 a ；或者，相位角具有 0° 和 90° 之间的值；作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性的旋转轴，以将力偶施加到飞行器上，从而减小所述扰动引起的飞行器的发散，该力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量，该分量放大所述陀螺力偶，以及与正弦 α 成比例的第二分量，该分量直接与所述旋转速度相反。

17. 一种用于飞行器的控制系统，该飞行器具有由相对的翼型表面覆盖的透镜体结构，该翼型表面提供升力发展表面；该结构内用于提供推进气体的发动机装置，该发动机装置包括可绕旋转轴线旋转的转子，该转子相对于主体结构具有中性位置，该转子具有有限程度的万向运动；气体置换通道；推进气体由转子推动；以及出口喷嘴，其与气体置换通道连通，并被布置成在围绕结构的外围分布的多个位置处排放推进气体；该控制系统包括与转子相关联的偏置装置，以将转子偏置到其中间位置，并允许转子和机身结构之间的相对运动，从而当飞机获得绕垂直于旋转轴线的旋转轴的旋转速度时，使转子从其中间位置倾斜并向飞机施加陀螺耦合；第一先导操作装置，用于在期望的方向上向转子施加倾斜力矩；置于转子和气体偏转装置之间的连接系统，用于响应转子从其中间位置的倾斜，并以由转子的倾斜位置确定的方式操作气体偏转装置；系统的各个链路可操作地耦合到

气体偏转装置围绕外围间隔开，并且可操作地连接到气体偏转装置的外围相对部分的连杆相互连接；连杆系统对转子倾斜的响应引起气体偏转装置的相对外围部分的操作，该气体偏转装置位于控制平面附近，该控制平面包含对应于转子中性位置的自旋轴位置，并且相对于包含对应于转子中性位置和倾斜位置的自旋轴位置的平面在转子旋转方向上前进相位角 α 10，相位角 α 的值在 0° 和 90° 之间，包括 0° 和 90° ；以及第二先导操作装置，用于一致地操作气体偏转装置的所有所述部分；15 作为扰动的结果，气体偏转装置的操作，该扰动将旋转速度赋予飞行器，该旋转速度围绕控制从出口喷嘴的外围相对部分排出的推进气体的流动特性的转向轴，以将力偶施加到飞行器上，从而减小在所述扰动时入射的飞行器的发散，该力偶具有与余弦 α 成比例的第一分量，该分量放大所述陀螺力偶，以及正弦 α 成比例的第二分量，该分量直接与所述旋转速度成比例；以及所述第一飞行员操作装置的操作导致转子倾斜并操作气体偏转装置以干扰飞机并向其施加绕转向轴的旋转速度。

30 本专利文件中引用的参考文献

美国专利

2, 461, 435 纽曼等人。1949年2月8日
2, 822, 755 Edwardt 等人。二月。11, 1958

35 项外国专利

QQ475725346

一个或一个以上

3 051 417

965, 079 法国 1950 年 4 月 12 日

1, 070, 544-法国 Fbb。
759, 095 大不列颠_伊恩。15, 9558

QQ475725346
禁止转载

美国专利局
更正证书

专利号 3, 051, 417, 1962 年 8 月 28 日

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特等。

兹证明，上述编号的专利中出现错误，需要更正，上述专利证书应按照以下更正内容阅读。

在授权中，第 3 行和第 13 行，以及在印刷规范的_{第 5 行}中，第 5t 行“Avco 飞机有限公司”的受让人名称，每次出现时，均为——Avro Aircraft。李米。侦探

1962 年 12 月 18 日签字盖章。

(海豹突击队)

证明:

LADD

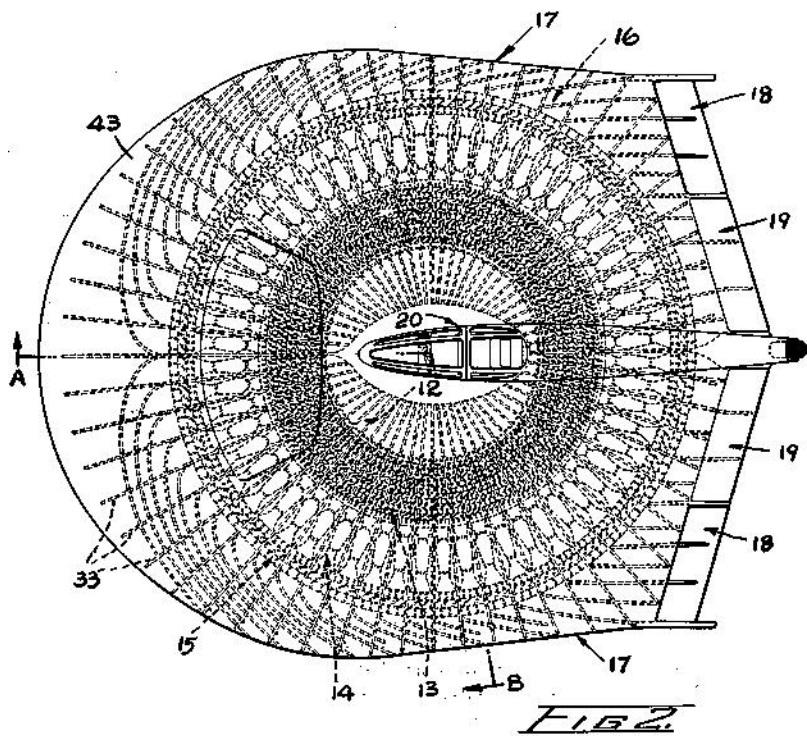
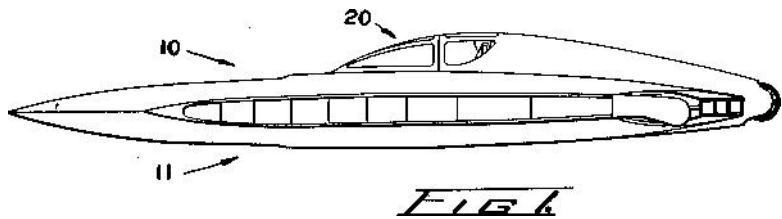
专利认证官员专员

QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 11 月 6 日 J. c. ' m .弗罗斯特 3, 062, 482

燃气涡轮发动机。飞机

1953 年 8 月 25 日提交 8 页-第 1 页



iNversTOR^
J.CM. 严寒
经 过 Maybee & Legris
ZITTOEMCyS-

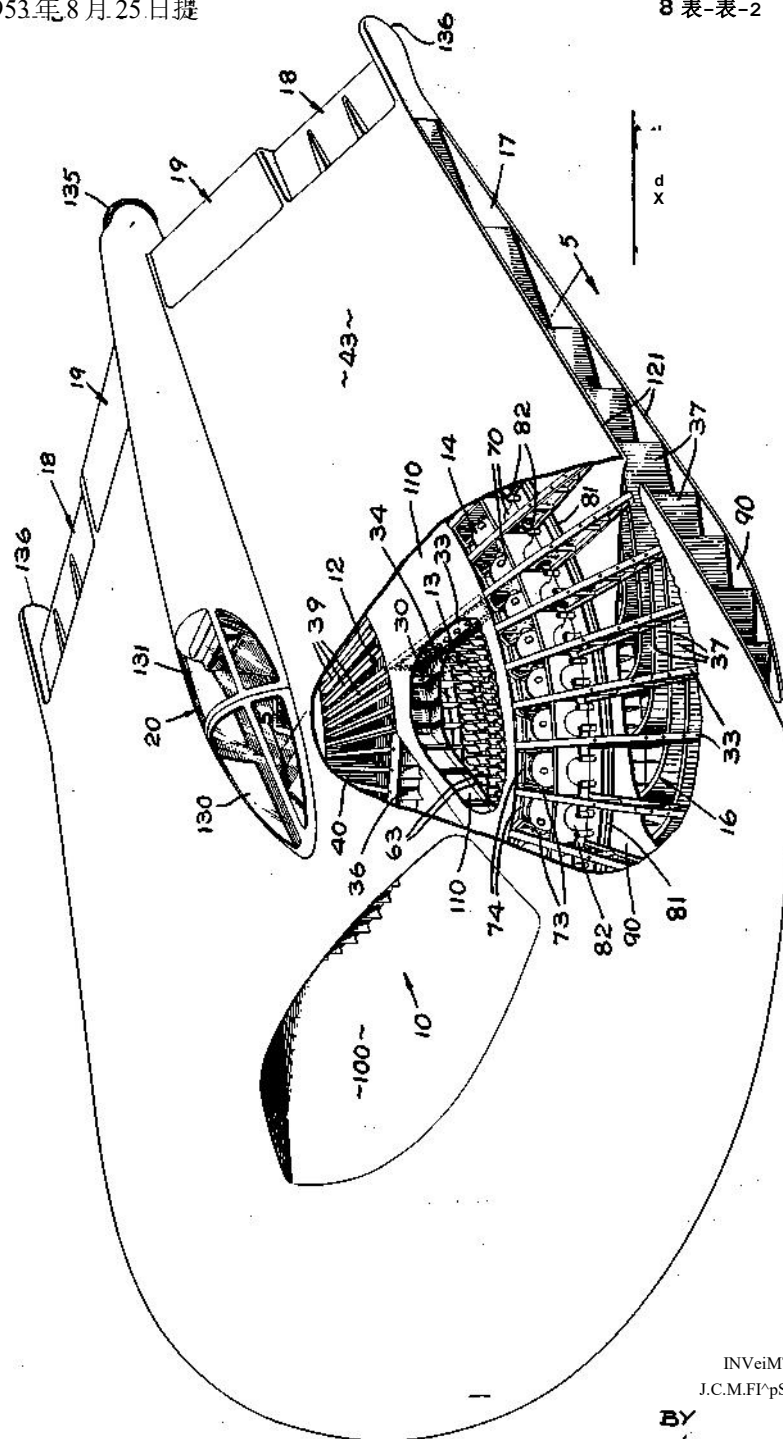
QQ475725346
禁止转载

J., c. M. FROST 3, 062, 482

燃气涡轮发动机: 飞机

于 1953 年 8 月 25 日提

8 表-表-2



INVeIMTOF? ^
J.C.M.FI^pST

BY

Arroi&evs.

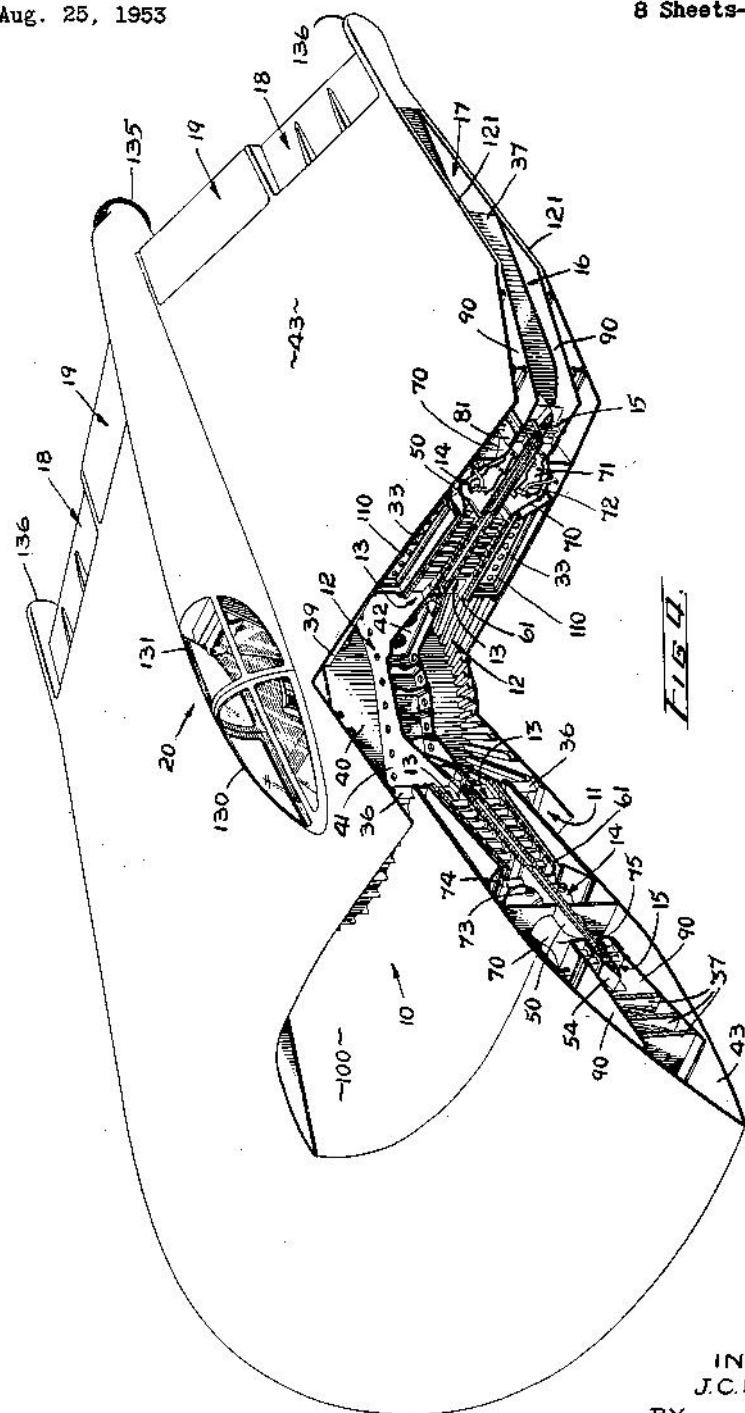
QQ47572 346
禁止转载

1962 年 11 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 062, 482

燃气涡轮发动机飞机

Aug. 25, 1953

8 Sheets-Sheet 3



INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Maybee & Legris

QQ475725346

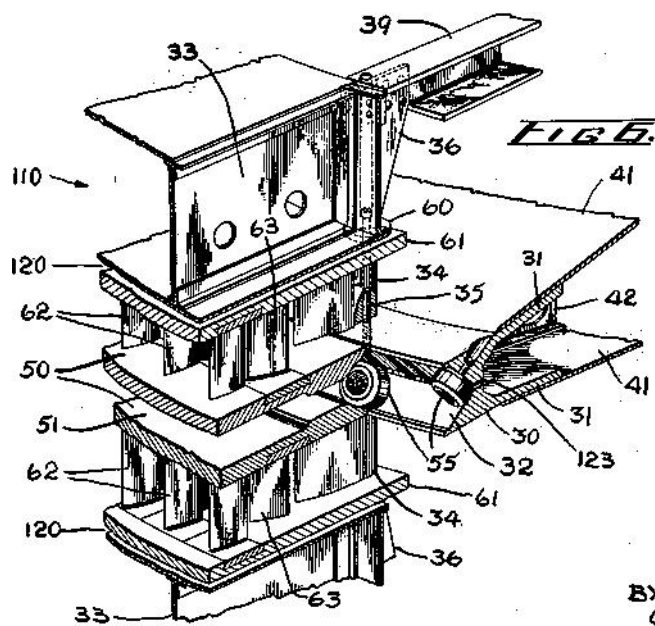
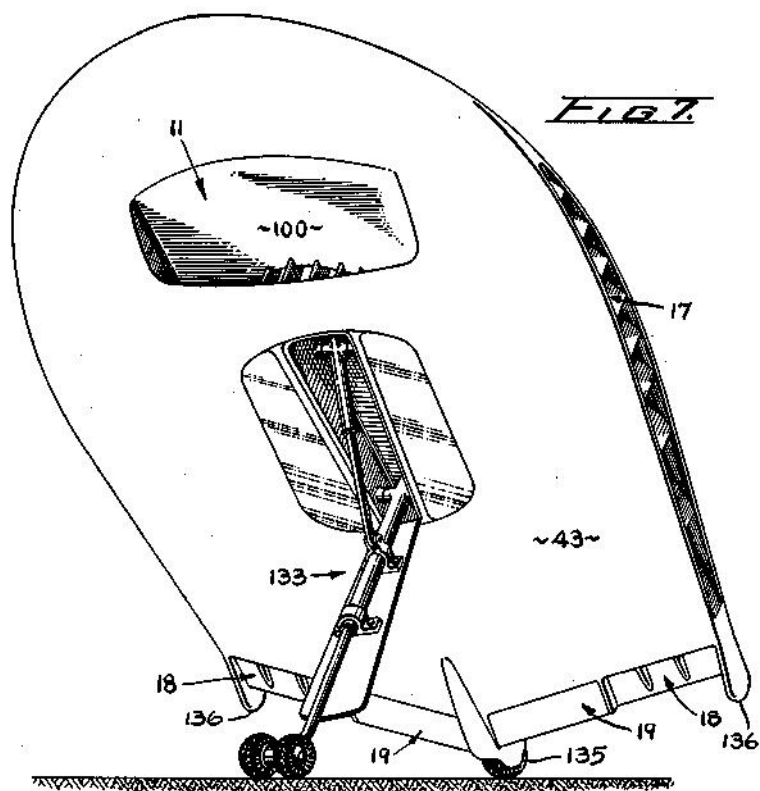
禁止转载

1962 年 11 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 062, 482

燃气涡轮发动机飞机

于 1953 年 8 月 25 日提交

8 页-第 5 页



INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Maybee & Legris
zn-ro^evs.

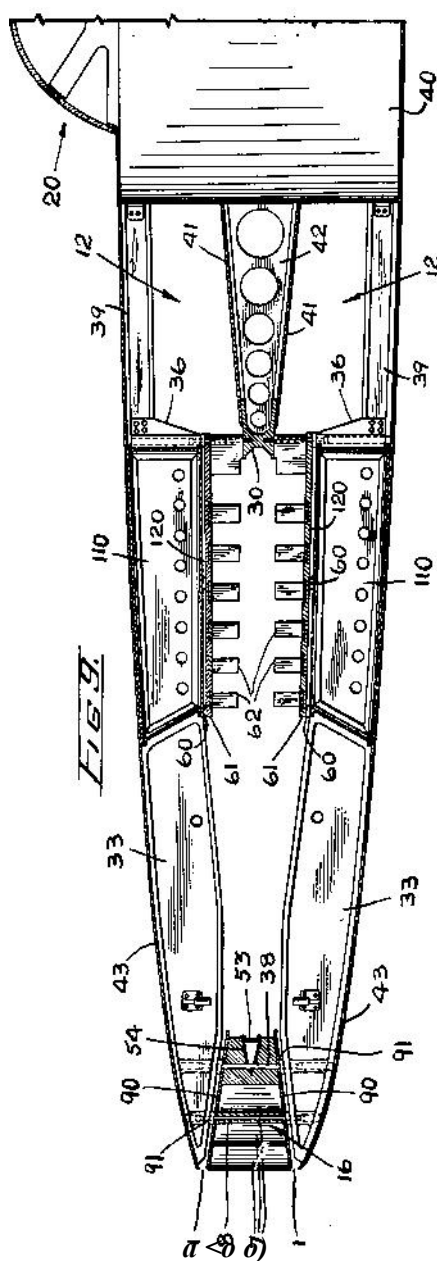
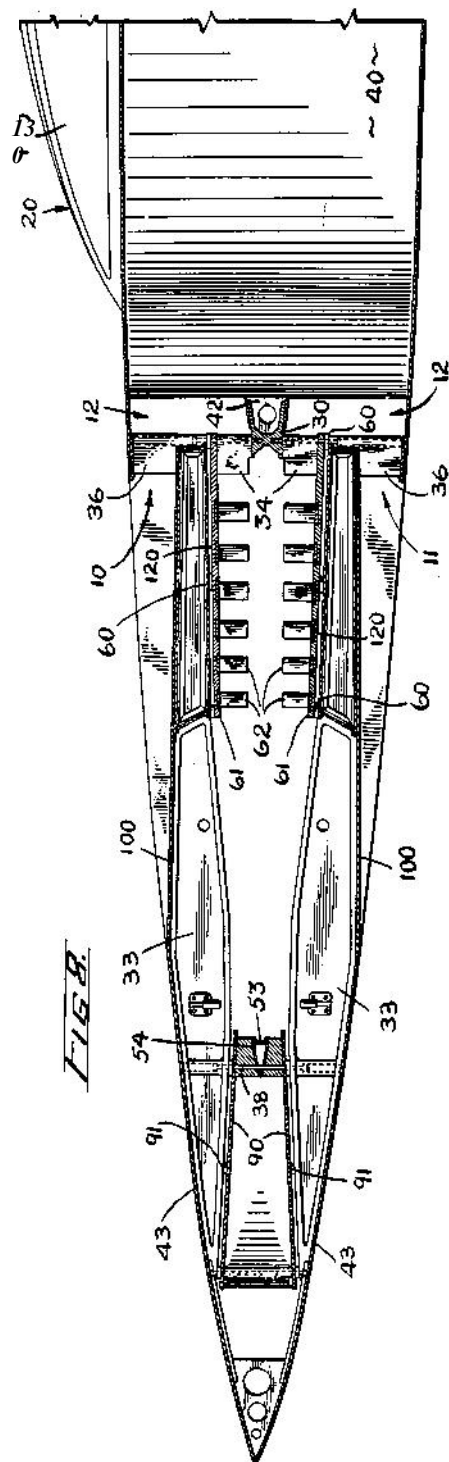
QQ475725346
一个 ORET

1962 年 11 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 062, 482

燃气涡轮发动机飞机

于 1953 年 8 月 25 日提交

8 页-第 6 页



$INVNTOI < , dC.$
M.F^OST

ZTron&evs.

禁止转载

1962 年 11 月 6 日 J. C. M. FROST 3, 062, 482

GAS TURBINE ENGINED AIRCRAFT

Filed Aug. 25, 1953

8 Sheets-Sheet 7

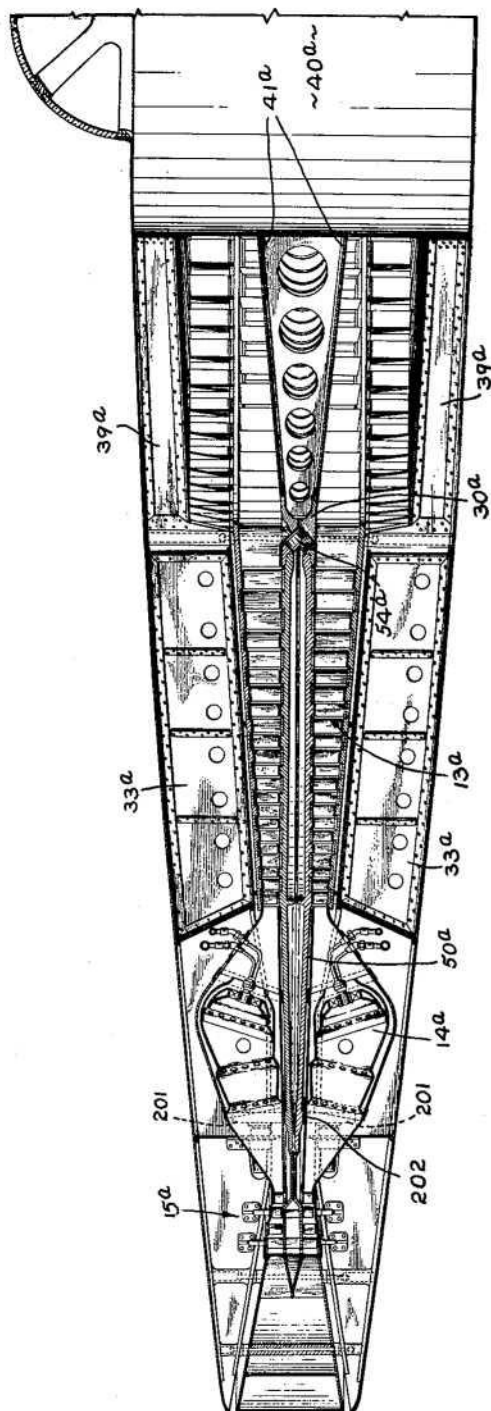


FIG. 10.

INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS.

QQ475725346
ONE OR ET

Nov. 6, 1962

J. C. M. FROST

3,062,482

GAS TURBINE ENGINE AIRCRAFT

Filed Aug. 25, 1953

8 Sheets-Sheet 8

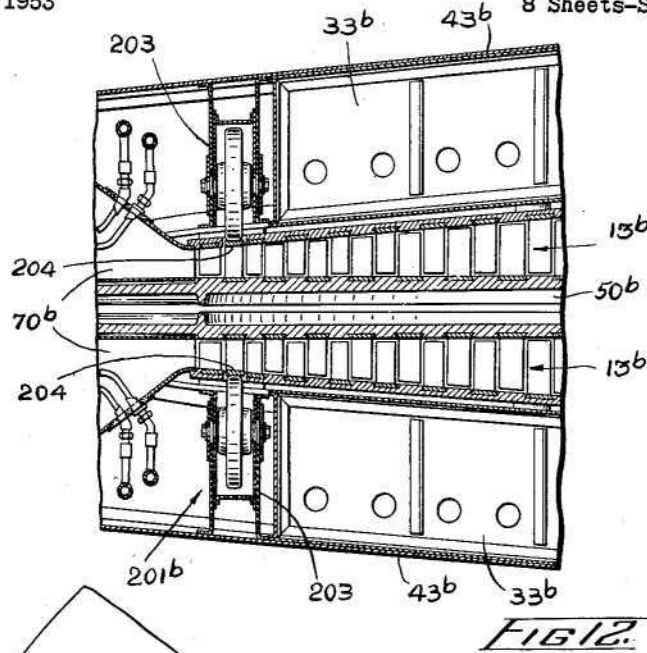


FIG. 12.

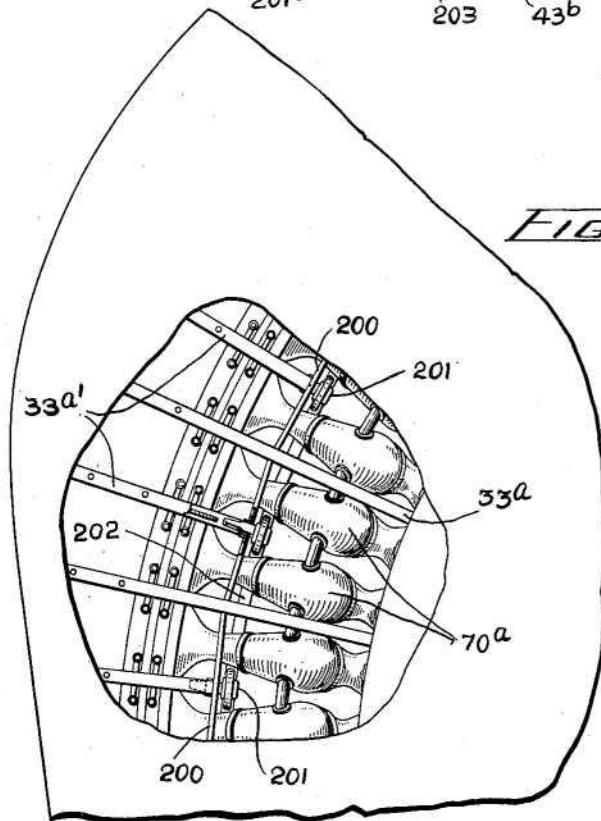


FIG. 11.

INVENTOR
J. C. M. FROST
BY
Mazbee & Legris

QQ475725346
ONE OR ET

3 062 482
燃气涡轮发动机飞机
约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特，加拿大安大略省乔治敦，转让人 A. V. 罗伊加拿大有限公司，加拿大安大略省马尔顿，一家公司
于 1953 年 8 月 25 日提交，爵士。第 376，320 号
要求优先权，申请英国，1952 年 8 月 25 日
29 索赔。(Ci. 244-15)

本发明涉及飞机，更具体地说，涉及从燃气涡轮发动机获得推进推力的飞机。

根据常规实践，这种类型的飞机设有禁止转载燃气涡轮发动机，每个发动机安装成其轴线基本上在飞行方向上，并轴向和向后排放废气，以提供推进推力。对于这种传统的布置，当然，重要的是将发动机构造成具有尽可能小的横截面积，与功率输出一致，以便使其必须穿过的空气的前部面积最小化。因此，这种发动机总是由轴流式或离心式压缩机和轴流式涡轮机构成，压缩机和涡轮机直径小，运行速度很高，旋转速度的限制因素是旋转叶片的叶尖速度。此外，由于这种发动机具有横于飞行方向的大致圆形的横截面，所以它们的外壳可以提供相对较小的空气动力升力，并且尽管这些发动机可以埋在大型机身的翼型表面中，但是它们本身不能适于形成所述翼型表面。因此，迄今为止，飞机包括本身具有很小空气动力升力的发动机，加上不可避免地很重的机身结构，发动机埋在该机身结构中，并且该机身结构需要给发动机提供必要的空气动力升力；发动机本身仅占常规飞机总体积和质量的相对较小的比例。

本发明的主要目的是提供一种飞机，其中发动机和机体是一体的，因此其空气动力升力仅由包围整体机体和发动机的外壳提供。

本发明的另一个目的是提供一种静态推力相对于总起飞重量的比值明显大于 1 的飞机。

本发明的另一个目的是提供一种飞机，该飞机可以基本上垂直起飞和降落，并且具有从零到大大超过声速的速度变化的可控速度范围。

结合附图，通过对以下说明书的研究，本发明的前述和其他目的和优点将变得显而易见，在附图中，相同的附图标记表示几个视图中的相应部分，其中：

图 1 是根据本发明构造的飞机的侧视图，示出了它在飞行时的样子；

图 2 是所述飞机的俯视图，其中主要内部细节用虚线表示；

图 3 是所述飞机的透视图，部分剖开以显示结构细节；

图 4 是所述飞机的透视图，其中截面片段被移除；

图 5 是沿图 5-5 线的所述飞机一半的横向剖视图 3；

图 6 是特别示出转子的局部透视图。-支撑所述轴承组件

图-。7 是所述飞机在起飞位置的透视图；
图 8 是沿图 8 中箭头 A 所示径向平面截取的飞机剖视图 2，为了更清楚，去除了转子和大部分背景细节；
图 9 是沿图 2 中 B 所示径向平面截取的飞机剖视图 2，为了更清楚，去除了转子和大部分背景细节；
图 10 是大体类似于图 1 的横截面视图 5，并说明了所述飞机的稍加修改的版本的细节；
图 11 是图 1 所示飞机典型外侧部分的局部平面图 10，并显示结构构件的细节和外侧轴承的相对位置；和
图 12 是类似于图 1 和 2 所示的飞机部件的局部剖视图 10 和 11，但显示我修改舷外装置。
这里建议首先描述一个优选实施例的布置

轴承

通用飞机

根据本发明构造的；然后在单独的标题下，将解释所述飞机的各种主要特征及其操作；最后，图 1-3 所示的修改实施例将描述图 10-12。

为了方便起见，在说明书中使用了位置关系的某些术语:术语“外侧”(或“外侧”)和“内侧”(或“内侧”)分别表示离转子旋转轴的更大和更小的距离，术语“外侧”和“内侧”同样表示离与转子平面重合的飞机中间平面的更大和更小的距离。

简而言之，根据本发明构造的飞行器可被描述为包括:大体上呈透镜状的结构，并且该结构由相对的翼型表面包围，该相对的翼型表面大体上从它们的中心内侧部分到它们的外周边缘在外侧方向上朝向彼此会聚；以及径向流燃气涡轮发动机，该径向流燃气涡轮发动机设置在所述翼型表面之间，并且具有盘状转子，该盘状转子的旋转平面近似平行于所述相对表面之间的中间平面。参照附图现在参照图 1 和 2，空气进入设置在翼型表面中的入口 10 和 11，然后在穿过室 12 之后，空气径向向外流过双面多级径向流压缩机 13，然后进入内部设置的燃烧系统 14，在燃烧系统 14 中，空气支持燃料的燃烧，并且燃烧产物或气体从燃烧系统 14 通过径向流涡轮机 15 膨胀进入多喷管组件 16，多喷管组件 16 主要沿向后的方向引导气流以产生向前的推进推力。空气和燃烧产物的流动方向可以通过细读图 1 来特别理解 2.优选地，大约五分之三的喷射废气从飞机的侧面 17 向后流动，其余的通过包括升降副翼 18 和配平装置 19 的控制部件从后缘排出。压缩空气和燃烧产物的流动，在进入喷管组件之前，通常是在垂直于飞机定向轴或偏航轴的径向或离心方向上。飞行员的住所设在客舱或驾驶舱 2，0 内，图示为菱形，位于飞机的中心；可以说，飞行员的驾驶舱位于“engine”的固定中心，发动机转子绕着它旋转。



3 062 482

1962 年 11 月 6 日获得专利

3

骸骨构造

发动机的各种结构部件是相互加强的，确定结构的主要部件是有问题的。从一个方面来说，中心中空轮毂(翼肋组件从该轮毂辐射出去)可以被认为是机身的“拱顶石”。然而，它。可以更精确，并且至少为了描述方便，优选考虑轴承构件或环 30(特别参见图 1)6)作为主要结构部件。环 39 的横截面通常为 U 形，它包括一对向内延伸的腿 31 和一个向外延伸的圆周 V 形通道 32，其壁优选彼此成 90°。

成对的成角度间隔开的肋构件 33 从环 30 向外辐射，每对中的两个构件相对于彼此以大致对应的布置布置，并且分别在其内侧端通过支柱 34 固定到环 30 的相对外表面，支柱 34 在环和肋构件之间提供间隔。肋构件和支柱通过长带帽螺钉 35 固定到环上，长带帽螺钉 35 穿过设置在肋构件鱼尾板 36 中的孔；带帽螺钉的头部位于肩部，杆穿过支柱上的孔，螺纹端拧入环上的螺纹孔。每对肋构件的外侧端通过合适的间隔件以间隔关系保持在一起，该间隔件包括喷射管组件 16 的横向壁 37；螺栓 38 将所述外侧端夹紧在一起。显而易见的是，肋构件的整体包括环形空间，特别是由每对构件的内部相对边缘限定的环形空间。肋构件整体的外边缘通常限定了肋的外部构造。飞机。

正如将在图 1 和 2 中特别观察到的如图 8 和 9 所示，肋优选是“组合”构件，并且它们包括适当的凸缘和加强件；一般来说，它们从内侧到外侧逐渐变细。该结构由位于飞机纵向中心线两侧的两个对称半体组成，提供了一个对称轴。虽然许多肋构件通常彼此相似(在所描述的飞机中有 60 对)，但它们并不相同，因为飞机不是一个完美的圆盘；肋构件具有不同的总长度，更明显的是，向前缘辐射的肋构件比向侧面辐射的肋构件长。此外，各种肋构件的外侧端必须具有不同的锥度，因为，如将在图 1 和 2 中特别注意到的如图 3、4 和 7 所示，飞机的前缘逐渐变细为锐边，同时其侧面和后缘具有可感知的厚度，以便容纳喷管组件 16。此外，与空气入口 10 和 11 相邻的肋的外表面或边缘必须稍微缩减，以便容纳所述空气入口，这将在后面描述。然而，对称轴线两侧的肋与所述轴线等角度间隔(所有角度测量值来自同一原点)，优选地是相同的。

通过每个鱼尾板 36 和带帽螺钉 35 固定到环 30 的是向内延伸的径向肋或通道构件 39。通道构件的内侧端固定到限定驾驶舱 20 的周壁 40 上。通道构件 39 的外边缘与肋构件 33 的外边缘处于相同的略微凸起的表面中。

分别提供增压室 12 内壁的环形壁 4-1 在其外侧周边固定到环 30 的腿 31，在其菱形内侧周边固定到壁 40。(T 墙壁相互加固。通过 radial 垫片 42。

4

蒙皮 43 铆接到肋构件 33 和通道构件 39 的外边缘，从而包围该结构，蒙皮 43 一起提供在直径横截面上基本上是透镜状的外壳；这 5 个蒙皮提供了一个机翼，给飞机空气动力升力，也加强了结构。如图 2 所示如图 4 所示，两个蒙皮逐渐变细并在飞机的前缘相遇，而在其侧面和后缘，它们被喷管组件 16 隔开。10 显然，发动机的框架本身也是飞机的框架；换句话说，本发明实际上提供了一种“飞行发动机”

转子结构和悬架

15 压缩机 13 和涡轮机 15 具有共同的转子 50，该转子包括两个类似的环形盘，以面对面的关系固定在一起，而在它们之间提供空间 51。在其外周，转子被提供摩擦带的槽形边缘 52 20 包围。摩擦带与保持在 V 形环 54 内的面向内的环 53 对齐，但通常与该环间隔开，该环 54 固定在喷射管组件 16 内的上述骨架结构上。25 转子通过两组滚柱轴承 55 可旋转地安装在轴承环 30 的内侧圆周上，这两组滚柱轴承 55 设置成与转子的旋转平面成 45°，并且彼此交替成 90°，以承载轴向和径向载荷。转子 30 的内侧部分 50 为压缩机 13 提供转子，而外侧部分为涡轮 15 提供转子。燃烧系统 14 位于转子位于内侧和外侧部分中间的部分附近。将会注意到，转子将由成对肋构件 33 的整体的内边缘勾勒出的前述环形空间分成两半 35。

压缩机

环形盘固定在肋构件 33 的内边缘上，但由间隔件 60 隔开，该环形盘提供了两个环形定子外壳 61。翼型截面的同心叶片环，其纵轴基本上平行于旋转轴，设置在定子和 45° 转子任一侧之间的空间中。交替环包括定子叶片 62，定子叶片 62 的根端固定在定子壳体 61 上，其另一端朝向转子 50 延伸，而其它环包括转子叶片 63，转子叶片 63 的根端固定在转子 50 上，其另一端朝向定子壳体 61 延伸 50。叶片可以通过任何常规方式固定到定子或转子上，例如燕尾榫。

因此，提供了一种双面多级径流式压缩机 13，在其内周具有圆周入口 55，在其外周具有圆周出口。图 1 和 2 中特别示出了飞机的压缩机 3、4 和 5 是六级压缩机。由转子 50 和定子外壳 61 在其任一侧 60 限定的两个环形通道从内侧周边向外侧周边逐渐径向地彼此会聚，并且横跨通道的叶片相应地从内侧环到外侧环具有逐渐减小的长度。

燃烧系统

环形布置的燃烧系统 14 的径向延伸的燃烧室 70 位于转子 50 两侧的相邻肋构件 33 之间的空间中。尽管燃烧室的横截面不对称，但它们仍是常规设计。每个都包括火焰管 71、合适的点火器和燃烧器 72。相邻燃烧室的火焰管由互连器 73 连接，每个燃烧室的入口

腔室形成矩形开口 74，使得两个系列的相邻开口构成与压缩机 13 的圆周出口对齐的圆周入口。同样，燃烧室出口 75 终止于矩形开口或喷嘴箱，使得两个系列的相邻出口构成与涡轮 15 的圆周入口对齐的圆周出口。

涡轮和排气

涡轮机 15 的定子叶片 80 设置在邻近燃烧室 70 的圆周出口 75 的同心环中。定子叶片在其根部牢固地固定在桥接件 81 上，桥接件 81 在燃烧室出口 75 和喷管组件 16 之间延伸，这些桥接件通过固定在肋上的装置 82 可调节地连接

33. 将特别从图 1 中注意到优选地，一起构成涡轮机定子环的桥接构件不是连续的环，而是多个环形部分，相邻肋构件 33 之间的每个空间有一个部分。在定子叶片的另一端是环形护罩 83。定子环和护罩(定子叶片在它们之间延伸)为涡轮机提供了周向入口。

一圈涡轮转子叶片 84 从转子 50 邻近涡轮定子叶片 80 的每一侧延伸；它们通过常规方式固定在转子上，如燕尾榫。定子叶片 80 和转子叶片 84 都是翼型截面，它们的纵向轴线基本上平行于转子 50 的旋转轴线。

在涡轮机的圆周出口周围是喷射管组件 16。这些壁由两个向外发散的壁 90 形成，每个壁固定到肋构件 33 的内边缘，并由间隔件 91 与肋构件 33 间隔开，壁的内侧周边与由桥接构件 81 提供的涡轮机的定子环对齐，并且由两个系列的横向壁 37 形成，一个系列位于飞机的纵向对称轴线的每一侧。壁 90 和 37 一起构成导管，导管的内侧端径向指向并与涡轮机的圆周出口对齐。位于飞机尾部的导管的外侧端终止于飞机后缘的共同鱼尾，而对称轴线任一侧的其余导管在其入口端附近弯曲到一定程度，该程度随着相应导管和鱼尾中心导管之间的角距离的增加而逐渐增大。弯曲的导管向后弯曲，并终止于的侧面 17。飞机。由于这些导管的后掠，其排放物基本上与飞机的边缘相切，并且它们具有主要向后的推力分量。

吸气

特别参考图 1-3 如图 4 和图 8 所示，进气口 10 和 11 由飞机前四分之一扇形的蒙皮 43 中的大开口提供。可以说，入口或入口位于结构的一部分中，该部分通常在平面上是中心的。必要的是，该部分中的肋 33 的外表面或边缘被切去，并且外皮 100 被铆接到所述肋的切去部分。进入进气口的空气在穿过腔室 12 之后，被吸入圆周压缩机入口。

燃料供应系统

入口 10 和 11。从附图中可以明显看出，肋 33 穿过水箱。燃料通过合适的供应管**线**和泵从燃料箱 110 输送到每个燃烧室 70 的燃烧器 72。

冷却系统

为冷却飞机上那些否则会过热的部分做好了充分的准备。

在燃料箱 110 的内表面和压缩机定子外壳 61 的外表面之间设有狭窄的通道 120。空气从增压室 12 排出，并径向向外流过所述通道，从而冷却压缩机。

所述空气然后擦洗燃烧室 70 的外表面，从而冷却燃烧室，最后通过设置在外壳 43 和喷射管组件的壁 90 之间的外围槽 121 喷射。

为了冷却转子，孔 122 设置在环形壁 41 中，因此空气从腔室 12 流入所述壁内的空间，然后流过设置在环 30 中的一系列孔 123，并进入转子 50 内的通道 51。该说

25 空气径向向外流动。通过所述通道并通过转子边缘 52 中的孔 124 排出。

此外，来自压缩机 13 的冷却空气流过燃烧室 70 的外壁和火焰管 71 之间的空间，并通过设置在火焰管下游端的孔 125 喷出，然后与燃烧产物混合。

飞行员住宿、起落架和控制装置 35

在驾驶舱 20 中为飞行员提供住宿，驾驶舱 20 由飞机中心的壁 40 限定。传统的挡风玻璃 130 和遮篷 131。覆盖飞行员座舱的设计突出 40 于上蒙皮 43 的轮廓之上。在结构内部和驾驶舱附近(见图 5)提供了驾驶舱加压系统和通常用 132 表示的常规辅助设备。

枢轴安装在驾驶舱 45 下方的轮子中(见图 7)是主起落架支柱 133，在其下端具有双轮 134，当飞机飞行时，其适于缩回到轮舱中。此外，尾轮 135 安装在飞机纵轴上鱼尾的中心。鱼尾顶端的缓冲器 136 提供了在地面上的横向稳定性。

在轮舱的任一侧是提供观察口的透明面板 137；这些在飞行员降落飞机时特别有用。

飞行控制是由安装在鱼尾上的升降副翼或活动副翼 18 实现的，这些副翼位于喷管组件 16 的喷孔的正后方，因此它们在喷孔排放时是可操作的。此外，可以设置修剪器折板 19。这

升降副翼 60 和微调副翼通过传统方式连接到驾驶舱 20 中的控制柱。

操作

在操作中，空气进入入口 10 和 11，在那里空气被冲入腔室 12，然后进入径向压缩机 13。如同传统的燃气涡轮发动机循环一样，空气被压缩机压缩，然后径向向外流入燃烧系统 14，在那里它支持燃料的燃烧。燃烧的膨胀产物通过径向涡轮 15 排出(由此驱动压缩机)，涡轮的废气由喷管组件 16 向后输送，以提供向前的推进推力。

替代结构

第一种替代结构，如所示

C 形的燃料箱 110 设置在压缩机定子壳体 61 之间的空间中，并且..皮肤 43。_储罐中的“断裂”(对应

to the open side of the C) are to accommodate the ai

一个或一个以上

无花果。10 和 11 通常类似于前述的机器。骨架框架包括环 30a，成对向外延伸的肋构件 33a、成对向内延伸的通道构件 39a 和环形壁 41a 固定到环 30a 上；驾驶舱 2@a 由周壁 40a 限定。

然而，从图中可以看出在本发明的该实施例中，肋 33a 的数量仅为第一实施例中肋 33 的一半，并且两个燃烧室 70a(而不是第一实施例中的一个)位于相邻肋之间。此外，短加强肋 33a' 从横跨在相邻肋 33a 之间的角撑板 200 向外延伸到飞机的外侧周边。

在本发明的该实施例中，提供了十一级高压压缩机 13a 和两级涡轮 15a。在结构上，压缩机 13a 类似于第一描述实施例的压缩机 13，同样，涡轮机 15a 在结构上类似于涡轮机 15。燃烧系统 14a 中有微小的变化，但是这些不需要讨论。

这两种机器的本质区别在于转子悬架。第一实施例的转子 50 具有悬臂悬架，其外侧周边是自由的。在本发明的本实施例中，除了内侧轴承 54a 之外，还有一系列外侧轴承 201，其周向布置在燃烧室 70a 之间的交替空间中，并固定到角撑板 200 上；这些轴承包括滚子，该滚子在其上提供的座圈 202 上轻微地接合转子 50a。滚子用于稳定转子并减少其偏转，从而最小化叶片尖端的必要运行间隙。

本发明的第三实施例在图 1 中示出图 12 是类似于图 1 和图 2 所示的飞机部件的局部剖视图参见图 10 和 11，但是示出了改进的外侧轴承布置 2016。在该视图中，示出了肋构件 336、外壳 436、十一级压缩机 136 的片段、转子 56b 和燃烧室 16b 的入口端。该机器的显著特征是外侧轴承 2016 位于燃烧室入口附近，而不是如图 1 和 2 所示的第二实施例中的出口附近 10 号和 11 号。这些轴承包括可调节地安装在板 203 上的大滚子，并且通过设置在压缩机转子叶片的外侧环上的护罩环 204 支撑转子 506 的外侧部分。

结束语

应该注意的是，通过所描述的整体式发动机和飞机的布置，有可能容纳比迄今为止可行的成比例大得多的发动机，因为由轴流式燃气涡轮发动机驱动的所有飞机的前部区域与这种相对较小直径的发动机能够传递的推力具有大得多的关系。此外，由于根据本发明，发动机本身的结构是整个飞机的主要结构，所以与现在使用的传统结构相比，可以实现非常大的整体重量节省。

可以容易地证明，根据本发明的飞行器的功率/正面面积比和功率/重量比使得其性能非常高。大转子的陀螺效应提供了高度的稳定性，为在超音速时遇到的困难条件下发射火炮或火箭射弹提供了一个稳定的平台。此外，这种陀螺稳定性在基本单位展弦比的飞机的低速控制中是一种优势。

■—“我”我

通过大推力的偏转对飞机提供积极控制的方案与陀螺稳定性相结合，提供了一个极好的低速控制，直到并超过失速速度，达到零速度。这些特点与前所未有的推力/重量比相结合，使飞机能够实现基本垂直的起飞和着陆。控制的这一方面的极端重要性无需强调。

应当理解，这里所示和所述的本发明的形式仅被视为示例。飞机是最不寻常的，显然，零件的形状、尺寸和排列的许多变化不仅是可能的，而且是可取的，以便机器可以具有最佳性能。

当然，在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况下，可以进行这样的改变。

我声称我的发明是：

20 1.一种包括径流式燃气轮机的飞机

发动机，包括具有周向出口的径流式涡轮机，嵌套在涡轮机内侧的环形布置的燃烧室装置，以及由涡轮机驱动并嵌套在环形布置的燃烧室装置的板内的径流式压缩机，涡轮机、燃烧室装置和压缩机同心并位于同一总平面内；包围圆周涡轮出口并将废气从那里引导到 30° 以提供推进推力的装置；以及相对的翼型表面，其覆盖发动机的轴向端部和包围装置，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，所述表面之间的中间平面近似平行于前述涡轮机、燃烧室装置和压缩机的总平面。

2.一种包括径流式燃气涡轮发动机的飞机，该发动机包括具有圆周出口的径流式涡轮机、嵌套在涡轮机内侧的环形布置的燃烧室装置、以及由涡轮机驱动的径流式压缩机，该径流式压缩机在其内侧周边处具有圆周空气入口，并且嵌套在环形布置的燃烧室装置的内侧，涡轮机、燃烧室装置和压缩机同心并且位于相同的总平面中；包围周向涡轮出口并从其引导废气以提供推进推力的装置；以及相对的翼型表面，其覆盖发动机的轴向端部和 encom- 50 通过装置，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，开口设置在至少一个翼型表面中，所述表面之间的中间平面近似平行于涡轮机、com- 55 燃烧室装置和压缩机的前述总平面；由压缩机的圆周空气入口包围的占用室；以及位于压缩机入口和占用室之间的通道，用于将空气从开口引导至压缩机入口。

60 3.一种包括径流式空气压缩机的飞机

包括定子和转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口；径向流涡轮机，其同心地设置在压缩机周围，并且与其径向间隔开，该涡轮机具有固定在压缩机转子和定子上的转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口，燃烧室装置，其具有与压缩机出口对齐的周向入口 70 和与涡轮入口对齐的周向出口，燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气以支持燃烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮转子，涡轮转子进而驱动涡轮转子

禁止转载

QQ47 725346

连接到其上的压缩机转子、围绕圆周涡轮机出口引导废气以提供推进推力的装置、以及基本上覆盖定子外表面并从涡轮机定子跨越到压缩机定子以封闭燃烧室装置的相对的翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，所述表面之间的中间平面近似平行于转子的旋转平面。

4. 一种飞机，包括:径流式空气压缩机，其包括定子和转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口；径流式涡轮，其同心地设置在压缩机周围并且与其径向间隔开，该涡轮具有固定到压缩机转子和定子的转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口，燃烧室装置，其具有与压缩机出口对齐的圆周入口和与涡轮入口对齐的圆周出口，燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气以支持燃烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮转子，涡轮转子又驱动与其连接的压缩机转子，多个排气导管，它们的入口端并排串联布置，以提供围绕圆周涡轮出口的环形入口，所述导管包括两个相似但对映体形状的组，一组导管的出口端沿相对于另一组导管的出口端延伸的方向发散的方向延伸，通过导管排放的废气因此提供推力的向前推进分量，并且还提供垂直于推力的向前推进分量的推力分量，来自一组导管的所述推力的垂直分量与来自另一组导管的推力的垂直分量相反，以及相对的翼型表面，其基本上覆盖导管和定子的外表面，并从涡轮机定子跨越到压缩机定子，以封闭燃烧室装置，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，所述表面之间的中间平面近似平行于转子的旋转平面。

5. 一种飞机，包括径向流动空气压缩机，该压缩机包括定子和转子，并且在其内侧周边具有周向入口，在其外侧周边具有周向出口，径向流动涡轮同心地设置在压缩机周围并且与其环形间隔开，该涡轮具有固定到压缩机转子和定子的转子，并且在其内侧周边具有周向入口，在其外侧周边具有周向出口，多个径向延伸的燃烧室，每个燃烧室在一端具有入口，在另一端具有出口，燃烧室入口并排串联布置以提供与压缩机出口对齐的圆周入口，燃烧室出口并排串联布置以提供与涡轮机入口对齐的圆周出口，燃烧室的燃料供应装置，压缩机供应空气，该空气支持燃烧室中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮转子，该涡轮转子又驱动与其连接的压缩机；围绕圆周涡轮出口的装置，该装置引导废气以提供推进推力；以及相对的翼型表面，该翼型表面基本上覆盖定子的外表面，并从涡轮定子横跨到压缩机定子以包围转子

f.燃烧室，所述翼型表面提供飞机的升力发展表面，中间平面

¹⁰.。所述表面之间大致平行于

转子的旋转平面。

6.一种飞机，包括:径流式空气压缩机，其包括定子和转子，并且在其内侧周边处具有周向进口，在其外负载周边处具有周向出口；径流式涡轮机，其同心地围绕压缩机设置并且与其径向间隔开，该涡轮机具有固定到压缩机转子和定子的转子，并且在其内侧周边处具有周向进口，在其外侧周边处具有周向出口，燃烧室装置，其具有与压缩机出口对齐的圆周入口和与涡轮入口对齐的圆周出口，用于燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气以支持燃烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮转子，涡轮转子又驱动与其连接的压缩机转子，围绕涡轮出口的装置引导废气以提供推进推力，由压缩机入口和相对的翼型表面包围的占用室，该翼型表面基本上覆盖定子的外表面，并从涡轮定子跨越到压缩机定子，以封闭燃烧室装置，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，所述表面之间的中间平面近似平行于转子的旋转平面。

30 7.一种包括径流式空气压缩机的飞机

包括定子和转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口；径向流涡轮机，其同心地设置在压缩机周围并且与其径向间隔开，该涡轮机具有固定在压缩机转子和定子上的转子，并且在其内侧周边处具有周向入口，在其外侧周边处具有周向出口；排气管，其一端与涡轮机出口对齐，该排气管

⁴⁰所述导管从涡轮机出口向外延伸，并且它们的另一端通常指向后方，燃烧室装置具有与压缩机出口对齐的圆周入口和与涡轮机对齐的圆周出口

45 入口，用于燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气，该空气支持燃烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮转子，涡轮转子又驱动与其连接的压缩机

50，并由此通过导管喷出以提供推进推力；位于至少一些导管的所述另一端附近的用于飞行控制的可移动襟翼，其在从导管排出时可操作；以及基本上覆盖外表面的相对翼型表面

55，并从涡轮机定子跨越到压缩机定子以封闭燃烧室装置，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，所述表面之间的中间平面近似平行于转子的旋转平面 60。

8.一种飞机，包括中空的轮毂、安装成相对于轮毂并围绕轮毂旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构，环形结构的直径比转子大 65°，以提供向转子外侧延伸的部分，一个环形结构的所述延伸部分固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供转子被包围在其中的框架，固定到一个环形结构内侧的环形定子装置，转子和定子装置之间的第一系列同心叶片环，该系列的交替环包括其根部固定到转子的叶片，其另一端朝向相对的定子装置和另一端延伸

禁止转载

。■ 11。

该系列的环包括叶片，叶片的根端固定在定子装置上，其另一端向转子延伸，定子装置上和转子上的所述环提供了一种径流式压缩机，该压缩机具有由 5 英寸板状叶片环限定的周向入口和由外侧叶片环限定的周向出口，环形布置的燃烧室装置，其具有与圆周压缩机出口对齐的圆周入口，并且在其外侧周边具有圆周出口，在转子和定子装置之间的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，第二组环中的另一个环包括根部固定在定子装置上而另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了径流式涡轮机，该径流式涡轮机具有由涡轮机叶片的内侧环限定的周向入口 20 和由涡轮机叶片的外侧环限定的周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，支持燃烧室装置中燃料燃烧的压缩机供应空气，燃烧的产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

9. 一种飞机，包括中空的轮毂、围绕轮毂环形设置并固定在轮毂上的轴承构件、相对于轴承构件同轴安装并可在其上旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固固定在轮毂上的环形结构，该环形结构比转子大 40 度，以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供一个框架，转子被包围在该框架内，一组环形布置的轴承被固定到每个环形结构，并且接合转子，所述轴承组与前述轴承构件同心，并且径向位于轴承构件和转子的外侧周边的中间，并且与轴承构件共同操作以支撑转子；环形定子装置，固定到环形结构之一的内侧；第一系列同心叶片环，位于转子和定子装置之间，该系列的交替环包括根部固定在转子上且另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在定子装置上且另一端朝向转子延伸的叶片，定子 60 上和转子上的所述环提供了一种径向流动压缩机，该压缩机具有由叶片的内侧环限定的周向入口和由叶片的外侧环限定的周向出口，环形布置的燃烧室装置具有与周向压缩机出口对齐的周向入口并在其外侧周边具有周向出口，转子和定子装置之间的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部 70 固定在转子上而另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，第二组环包括根部固定在定子装置上而另一端固定在定子装置上的叶片

串联在定子装置上和转子上，提供径向涡轮，该径向涡轮具有由涡轮叶片的外侧环限定的周向入口和由涡轮叶片的外侧环限定的周向出口，涡轮入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，供应空气以支持燃烧室装置中的燃料燃烧的压缩机，燃烧的产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，在圆周涡轮入口周围引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对的翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力发展表面。

10. 一种飞机，包括中空的轮毂、安装成相对于轮毂并围绕轮毂旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构，该环形结构的直径大于转子的直径，以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延伸部分固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供包围转子的框架，固定到一个环形结构的内侧的环形定子装置，在转子和定子装置之间的第一系列同心叶片环，该系列的交替环包括根部固定到转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定到定子装置上而另一端向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的所述环提供了径流式压缩机，该径流式压缩机具有由叶片的内侧环限定的周向入口和由叶片的外侧环限定的周向出口，多个径向延伸的燃烧室布置在环中，每个燃烧室固定到支撑定子装置的环形结构上，并且在其内侧端具有入口，在其外侧端具有出口，燃烧室入口并排串联布置以提供与圆周压缩机出口对齐的圆周入口，燃烧室出口并排串联布置以提供圆周出口，转子和定子装置之间的第二系列同心叶片环，第二系列的环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，第二系列的另一个环包括根部固定在定子装置上而另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了径流式涡轮机，该径流式涡轮机具有由涡轮机叶片的内侧环限定的周向入口和由涡轮机叶片的外侧环限定的周向出口，涡轮机入口与燃烧室的周向出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，供应空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机，燃烧的产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，在圆周涡轮入口周围引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对的翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力发展表面。

11. 一种飞行器，包括中空的轮毂、环形地设置在轮毂周围并固定在轮毂上的轴承构件、相对于轴承构件同轴地安装并可在其上旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固固定的环形结构

禁止转载



所述第二环

3 062 482

棱柱形叶片，其根端固定在定子装置上，其另一端向转 安装成相对于轮毂并围绕轮毂旋转的转子；位于转子每子延伸，定子装置上和转子上的所述第二系列环提供了径一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构，该环形结构的直径流式涡轮机，该径流式涡轮机具有由涡轮机叶片的内侧环大于转子，以提供延伸到转子外侧的部分 5，一个环形结构限定的周向入口和由涡轮机叶片的外侧环限定的周向出的所述延伸部分固定到另一个环形结构的延伸部分上，以提口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，用于燃烧室供一个框架，转子被包围在该框架内，固定到 10 个环形结装置的燃料供应装置，供应空气的压缩机，该空气支持燃构的每一个的内侧并与转子间隔开的环形定子装置，在转子烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，该涡轮和两个定子装置之间的空间中的第一系列同心叶片环，该系轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口的装置引列的交替环包括根部固定在转子上且另一端朝向相对的定子导废气以提供推进推力，相对的翼型表面基本上覆盖框架装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在定子装置的外侧，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，开口上且另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的所述设置在至少一个翼型表面中，通道位于压缩机入口和轮毂环提供了双面径向流压缩机，该压缩机在由叶片内侧环限定之间，用于将空气从翼型开口引导至压缩机入口。的转子每侧具有圆周入口，在由叶片外侧环限定的转子每侧

14.一种飞机，包括中空的轮毂、安装成相对于轮毂并具有圆周出口，环形布置的燃烧室装置，其位于转子的每一围绕轮毂旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定侧，并且具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口，并且在侧到轮毂上的环形结构，环形结构的直径大于转子的直径，侧周边具有圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空间中以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延伸的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括叶片 30，部分固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供包围转子叶片 30 的根端固定在转子上，其另一端朝向相对的定子装置的框架，固定到每个环形结构的内侧并与转子间隔开的延伸，另一组环包括叶片，叶片的根端固定在定子装置上，环形定子装置，在转子和两个定子装置之间的空间中的第其另一端朝向转子延伸，定子装置和转子上的第二 35 系列一系列同心叶片环，该系列的交替环包括根部固定在转的所述环提供了双面径向流涡轮机，该涡轮机在由叶片的内子上且另一端向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环一环包括根部固定在定子装置上且另一端向转子延伸的限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机 40 入口与燃烧室叶片，定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流压装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以缩机，该压缩机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置、膨胀以驱动涡轮的燃有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有烧产物进而驱动与其连接的压缩机的装置、围绕圆周涡轮出周向出口，环形布置的燃烧室装置，其位于转子的每一口引导废气以提供推进推力的装置、以及基本上覆盖框架外侧，并且具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口，并且在侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的 50° 升力扩展外侧周边具有圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空表面，燃料供应装置包括位于环形定子装置外侧和翼型表面间中的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括内侧之间的燃料箱，所述燃料箱基本上与压缩机相对。

根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶 55 16.一种包括中空轮毂、轴承片，另一组环包括根部固定在定子装置上而另一端向转子 环形设置在轮毂周围并固定到其上的构件；相对于轴承延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提构件同轴安装并可在其上旋转的环形转子；位于转子每一侧供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的外侧环限定并牢固固定到轮毂上的环形结构，该环形结构的直径大于转的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的子，以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供一个框出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支架，转子被包围在该框架内，一组环形布置的轴承被固定到持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置，燃烧产物膨胀以驱动每个环形结构并接合转子，所述轴承组与前述轴承构件同涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口心，并径向位于轴承构件和转子外板周边的中间，并与轴承引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外构件配合以支撑转子；环形定子装置，固定到每个环形结构侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表的内侧并与转子隔开；第一系列同心叶片环，位于转子 75 面。

和两个定子装置之间的空间中，该系列的交替环

15. 一种飞行器，包括中空轮毂、环形

QQ47572534Ci

禁止转载

17

包括根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片,该系列的另一环包括根部固定在定子装置上而另一端向转子延伸的叶片,定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流压缩机,该压缩机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口,在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口,环形布置的燃烧室装置,其位于转子的每一侧,并且具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口,并且还具有位于外侧周边的圆周出口,在转子和两个定子装置之间的空间中的第二系列同心叶片环,第二系列的环中的一个环包括根部固定到转子上并且它们的另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片,而第二系列的另一个环包括根部固定到定子装置上并且它们的另一端朝向转子延伸的叶片,第二系列的所述环位于定子装置上并且位于转子上,提供了具有圆周的双面径向流动涡轮,由叶片的内侧环限定的转子每侧的入口和由叶片的外侧环限定的转子每侧的圆周出口,与燃烧室装置的出口对齐的涡轮入口,燃烧室装置的燃料供应装置,供应空气以支持燃烧中燃料燃烧的压缩机。燃烧室装置,燃烧的产物膨胀以驱动涡轮,涡轮又驱动与其相连的压缩机,围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置,以及基本上覆盖框架外侧的相对的翼型表面,所述翼型表面提供飞机的升力发展表面。

17. 一种飞机，包括中空的车毂、安装成相对于车毂并包括根部固定在定子装置上且另一端向转子延伸的叶片，定围绕车毂旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流动压缩机，该压到车毂上的环形结构，环形结构的直径大于转子的直径，缩机在由叶片内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延伸由叶片外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，两组径向部分固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供包围转子延伸的燃烧室布置在径向压缩机周围和外侧的环中，每个燃的框架，固定到每个环形结构的内侧并与转子间隔开的燃烧室 50 在其内侧端具有入口，在其外侧端具有出口，一组形成定子装置，在转子和两个定子装置之间的空间中的第一燃烧室固定在一个环形结构上，而另一组燃烧室固定在另一系列同心叶片环，该系列的交替环包括根部固定在转子上个环形结构上，每组燃烧室的入口并排串联布置，以提供与且另一端向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环 15 与压缩机出口对齐的圆周入口，每组燃烧室的出口并排串包括根部固定在定子装置上且另一端向转子延伸的叶片，联布置以提供圆周出口，一组环形布置的轴承固定到每个环定子装置和转子上的所述环提供了一种双面径向流动压环结构并接合转子，所述轴承组与前述轴承构件同心并与其缩机，该压缩机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具配合以支撑转子，一组轴承环形布置并位于相邻燃烧室之间有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有 40 接合转子的一侧，另一组轴承环形布置并位于相邻燃烧室周向出口，两组径向延伸的燃烧室布置在环中，每个燃烧 46 之间以接合转子的另一侧，第二组同心叶片环位于转子和两室在其内侧端具有入口，在其外侧端具有出口，一组燃个定子装置之间的空间中，第二组环中的一个环包括根部固室固定在一个环形结构上，而另一组燃烧室固定在另一个定在转子上的叶片，其另一端朝向相对的定子装置延伸，而环形结构上，每组燃烧室的入口并排串联排列，以提供与另一组环包括根部固定在转子上的叶片 45 装置及其延伸的另一端圆周压缩机出口对齐的圆周入口，每组燃烧室的出口并排串联排列，以提供圆周出口，在转子和转子之间的空间中的第二组同心叶片环

18

包括根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片,以及包括根部固定在定子装置上而另一端向转子延伸的叶片系列的另一环,定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机,该涡轮机在由叶片的内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口,在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口,涡轮机入口与燃烧室的周向出口对齐,燃烧室的燃料供应装置,压缩机供应空气,该空气支持燃烧室中燃料的燃烧,燃烧产物膨胀以驱动涡轮机,该涡轮机又驱动与其连接的压缩机,在圆周涡轮机出口周围的驱动器引导废气以提供推进推力,相对的翼型表面基本上覆盖框架的外侧,所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

18.一种飞行器,包括中空的轮毂、环形地设置在轮毂围并固定到轮毂上的轴承构件、相对于轴承构件同轴地安并可在其上旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构,该环形结构的直径大于转子以提供伸到转子外侧的部分,一个环形结构的所述延伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分,以提供一个框架,转子被围在该框架内,环形定子装置被固定到每个环形结构的内并与转子间隔开,第一系列同心叶片环位于转子和两个定装置之间的空间中,该系列的交替环包括根部固定在转子

且另一端向相对的定子装置延伸的叶片,该系列的另一环包括根部固定在定子装置上且另一端向转子延伸的叶片,定装置和转子上的所述环提供了双面径向流动压缩机,该压机在由叶片内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口,在叶片外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口,两组径向伸的燃烧室布置在径向压缩机周围和外侧的环中,每个燃烧室 50 在其内侧端具有入口,在其外侧端具有出口,一组燃烧室固定在一个环形结构上,而另一组燃烧室固定在另一环形结构上,每组燃烧室的入口并排串联布置,以提供与周压缩机出口对齐的圆周入口,每组燃烧室的出口并排串联布置以提供圆周出口,一组环形布置的轴承固定到每个环结构并接合转子,所述轴承组与前述轴承构件同心并与其合以支撑转子,一组轴承环形布置并位于相邻燃烧室之间接合转子的一侧,另一组轴承环形布置并位于相邻燃烧室间以接合转子的另一侧,第二组同心叶片环位于转子和两定子装置之间的空间中,第二组环中的一个环包括根部固定在转子上的叶片,其另一端朝向相对的定子装置延伸,而另一组环包括根部固定在转子上的叶片

装置及其延伸的另一端

3 062 482

19 20

朝向转子，定子装置上和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室的周向出口对齐，燃烧室的燃料供应装置，压缩机供应空气，该空气支持燃烧室中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮机，该涡轮机又驱动与其连接的压缩机，在圆周涡轮机出口周围的装置引导废气以提供推进推力，相对的翼型表面基本上覆盖框架的外侧，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

19.一种飞行器，包括中空的轮毂、环形地设置在轮毂周围并固定到轮毂上的轴承构件、相对于轴承构件同轴地安装并可在其上旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构，该环形结构的直径大于转子以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构的所述延伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供一个框架，转子被包围在该框架内，环形定子装置被固定到每个环形结构的内侧并与转子间隔开，第一系列同心叶片环位于转子和两个定子装置之间的空间中，该系列的交替环包括根部固定在转子上且另一端向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在定子装置上且另一端向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流压缩机，该压缩机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，一组环形布置的轴承固定到每个环形结构上，所述轴承组与轴承构件同心并与其配合以支撑转子，包括在外侧环中的转子一侧的叶片上的护罩，包括在外侧环中的转子另一侧的叶片上的护罩，一组环形布置的轴承通过一个护罩接合转子的一侧，另一组环形布置的轴承通过另一个护罩接合转子的另一侧，位于转子每侧的燃烧室装置，环形地设置在径向压缩机的周围和外侧，并具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口和位于外侧周边的圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空间中的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片，另一组环包括根部固定在定子装置上而另一端向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机意味着燃烧产物膨胀以驱动涡轮机，涡轮机

转动驱动与其连接的压缩机，在圆周涡轮出口周围引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力发展表面。

20.一种飞行器，包括中空的毂、安装成相对于毂并围绕毂旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到毂上的环形结构，环形结构的直径大于毂的直径。转子，以提供在转子外侧延伸的部分，一个环形结构的所述延伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供转子被包围在其中的框架，固定到每个环形结构的内侧并与转子间隔开的环形定子装置，在转子和两个定子装置之间的空间中的第一系列同心叶片环，该系列的交替环包括20个叶片，它们的根端固定在转子上，它们的另一端朝向相对的定子装置延伸，该系列的另一环包括叶片，它们的根端固定在定子装置上，它们的另一端朝向转子延伸，定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流动压缩机，该压缩机在由叶片内侧环限定的转子每侧具有圆周入口，在由叶片外侧环限定的转子每侧具有圆周出口，位于转子每一侧的燃烧室装置，环形地设置在径向压缩机的周围和外侧，并具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口和位于外侧周边的圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空间中的第二组同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，而另一组环40包括根部固定在定子装置上而另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由内侧叶片环限定的转子的每侧45处具有周向入口，在由外侧叶片环限定的转子的每侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，供应空气以支持燃烧室装置中燃料燃烧的压缩机，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置，基本上覆盖框架外侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面，在翼型表面中提供开口，和毂之间的通道，用于将空气从翼型开口引导至压缩机入口。

21.一种飞行器，包括中空的轮毂、环形地设置在轮毂周围并固定到轮毂上的轴承构件、相对于轴承构件同轴地安装并可在其上旋转的环形转子、位于转子每一侧并牢固地固定到轮毂上的环形结构，该环形结构的直径大于转子以提供延伸到转子外侧的部分，一个环形结构70的所述延伸部分被固定到另一个环形结构的延伸部分，以提供一个框架，转子被包围在该框架内，内侧环形定子装置被固定到每个环形结构的内侧，并与转子隔开，在转子和两个环形结构之间的空间中有一系列同心叶片环75

内侧定子装置，该系列的交替环包括根部固定在转子上且另一端向相对的内侧定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在内侧定子装置上且另一端向转子延伸的叶片，内侧定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流动压缩机，该压缩机在由叶片的内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，两组径向延伸的燃烧室布置在径向流动压缩机周围和外侧的环中，每个燃烧室在其内侧端具有入口，在其外侧端具有出口，一组燃烧室固定在一个环形结构上，而另一组燃烧室固定在另一个环形结构上，每组燃烧室的入口并排串联布置，以提供与圆周压缩机出口对齐的圆周入口，每组燃烧室的出口并排串联布置以提供圆周出口，在每个环形结构的内侧并与转子间隔开的外侧环形定子装置，每个所述外侧定子装置包括多个并排串联布置以提供环形的环形部分，可调节地将每个环形部分固定到相邻环形结构的装置，在转子和两个外侧定子装置之间的空间中的一系列同心叶片环，最后提到的一系列叶片环中的一个包括根部固定在转子上且其另一端朝向相对的外侧定子装置延伸的叶片，最后提到的另一系列叶片环包括根部固定在定子装置上且其另一端朝向转子延伸的叶片，外侧定子装置和转子上的最后提到的系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由最后提到的系列的叶片的内侧环限定的转子的每侧具有周向入口，在由最后提到的系列的叶片的外侧环限定的转子的每侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室的周向出口对齐，用于燃烧室的燃料供应装置，压缩机供应空气以支持燃烧室中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口的装置引导废气以提供推进推力，相对的翼型表面基本上覆盖框架的外侧，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

22.一种飞行器，包括环、相对于环同轴安装并可相对于环旋转的环形转子、位于转子每侧并牢固地固定到环上的环形结构，环形结构包括多对成角度间隔开的肋构件，肋构件从轴承构件向外辐射，每对中的一个构件形成一个环形结构的一部分，每对中的另一个构件形成另一个环形结构的一部分，成对的两个构件相对于彼此以大致对应的布置布置，它们的内侧端固定到环上并被环隔开，它们的外侧端延伸到转子的外围之外，并且被隔开但刚性地固定在一起，这两个环形结构因此提供了一个框架，该框架包围了特别由每对肋构件的内部相对边缘限定的环形空间，并且该中空空间被转子、环形定子平分是指固定在环形轨道 75 的 $\varphi_{p\text{-inner}}$ 角上。朝向相对的定子装置和另一个延伸

结构并与转子间隔开；在转子和两个定子装置之间的空间中的第一系列同心叶片环，该系列的交替环包括根部固定在转子上且其另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在定子装置上且其另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的所述环提供了双面径向流压缩机，该压缩机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，环形布置的燃烧室装置，其位于转子的每一侧，并且具有与圆周压缩机入口对齐的圆周入口，并且在外侧周边具有圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空间中的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片，另一组环包括根部固定在定子装置上而另一端向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

23.一种飞行器，包括环、相对于环同轴安装并可相对于环旋转的环形转子、设置在环内但与环间隔开并提供占用室的周壁、位于转子每一侧并牢固固定到环上的环形结构，环形结构一起包括多对成角度间隔开的肋构件，肋构件从轴承构件向外辐射，每对构件中的一个构件形成一个环形结构的一部分，每对构件中的另一个构件形成另一个环形结构的一部分，成对的两个构件相对于彼此以大致对应的布置方式设置，它们的内侧端固定到环上并由环隔开，它们的外侧端延伸到转子的外围之外并隔开但刚性地固定在一起，以及从环向内辐射到周壁的多个成角度间隔开的肋，所述肋的 60° 内侧端固定到周壁上，外侧端与环间隔开并固定到环上，使得它们的外边缘基本上与向外辐射的肋构件的外边缘在同一表面上，因此，两个环形结构 65 提供了一个框架，该框架包围了一个环形空间，该环形空间特别是由每对外侧辐射构件的内部相对边缘限定的，并且该中空空间被转子一分为二；环形定子装置，该环形定子装置固定到每个环形结构的内侧 70 上并且与转子间隔开；第一系列同心叶片环，该第一系列同心叶片环位于转子和两个定子装置之间的空间中，该系列的交替环包括其根部固定到转子上并且其另一端固定到转子上的叶片



该系列的 23 个环包括叶片，叶

片的根端固定在定子装置上，它们的另一端朝向转子延伸，定子装置上和转子上的所述环提供了双面径向流压缩机，该压缩机在由叶片的内侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，环形布置的燃烧室装置，其位于转子的每一侧，并且具有与圆周压缩机入口对齐的圆周出口，并且在外侧周边具有圆周出口，在转子和两个定子装置之间的空间中的第二系列同心叶片环，第二组环中的一个环包括根部固定在转子上而另一端向相对的定子装置延伸的叶片，另一组环包括根部固定在定子装置上而另一端向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置，以及基本上覆盖框架外侧的相对翼型表面，所述翼型表面提供飞机的升力产生表面。

24. 一种飞行器，包括环、相对于环同轴安装并可相对于环旋转的环形转子、设置在环内但与环间隔开并提供占用室的周壁、位于转子每一侧并牢固固定到环上的环形结构，环形结构一起包括多对从环向外辐射的成角度间隔开的肋构件，每对中的一个构件形成一个环形结构的一部分，而每对中的另一个构件形成另一个环形结构的一部分，成对的两个构件相对于彼此以大致对应的布置方式设置，它们的内侧端固定到环上并由环隔开，它们的外侧端延伸到转子的外围之外，并隔开但刚性地固定在一起，以及从环向内辐射到周壁的多个成角度间隔开的肋，所述肋的内侧端固定到周壁上，外侧端与环间隔开并固定到环上，使得它们的外边缘基本上与向外辐射的肋构件的外边缘在同一表面上，因此，这两个环形结构提供了一个框架，该框架包围了一个环形空间，该环形空间特别是由每对外侧辐射构件的内相对边缘限定的，并且该中空空间被转子一分为二，环形定子装置固定到每个环形结构的内侧并与转子间隔开，第一系列同心叶片环位于转子和两个定子装置之间的空间中，该系列的交替环包括根部固定在转子上且其另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，该系列的另一环包括根部固定在定子装置上且其另一端朝向转子延伸的叶片，所述环位于转子上。定子装置和转子上提供双面径向流压缩机

3 062 482

由叶片的外侧环和由叶片的外侧环限定的转子每侧的周向出口限定，在转子每侧的环形布置的燃烧室装置，具有与周向压缩机入口对齐的周向入口和在外侧周边具有周向出口，在转子和两个定子装置之间的空间中的第二系列同心叶片环，第二系列的一个环包括根部固定在转子上而另一端朝向相对的定子装置延伸的叶片，另一个环包括根部固定在定子装置上而另一端朝向转子延伸的叶片，定子装置和转子上的第二系列的所述环提供了双侧径流式涡轮机，该涡轮机在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向入口，在由叶片的外侧环限定的转子的每一侧具有周向出口，涡轮机入口与燃烧室装置的出口对齐，燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置，用于膨胀燃烧以驱动涡轮机的推进器 23，该涡轮机又驱动与其连接的压缩机，围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置，基本上覆盖框架外侧 30 的相对翼型表面，所述翼型表面提供了飞机的升力发展表面，还提供了环形腔室的外壁，该环形腔室由圆周压缩机入口包围，其内侧界限由周壁限定，并且在翼型表面中的端口为腔室提供空气入口。

25. 一种飞机，包括一个结构，该结构包括一个环形轴承构件和多对成角度间隔的肋构件，这些肋构件从轴承向外辐射

40，成对的两个构件相对于彼此以大致对应的布置方式设置，它们的内侧端固定到轴承构件上并由轴承构件隔开，它们的外侧端隔开但刚性地固定在一起，因此，多个辐射肋构件包围特别由每对构件的内部相对边缘限定的环形空间，相对的翼型表面覆盖肋构件的外边缘以基本上覆盖结构并提供飞机的升力发展表面，在中空空间的内侧部分中的径流式压缩机，在外侧部分中并在其外侧周边具有圆周出口的径流式涡轮机，在中间部分中的燃烧室装置并将压缩机连接到涡轮机，环形转子，其安装成在其内周在环形轴承构件上旋转，并将上述环形空间分成两半，转子的内侧部分为压缩机提供转子，其外侧部分为涡轮机提供转子，燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气以支持燃烧室装置中的燃料燃烧，燃烧的产物膨胀 65 以驱动涡轮，涡轮又驱动压缩机，并且在圆周涡轮出口周围的装置引导废气以提供推进推力。

26. 一种飞行器，包括结构，该结构包括环形轴承构件和多对

70 个成角度间隔的肋构件。成对的两个构件相对于彼此以大致对应的布置方式设置，它们的内侧端固定到轴承构件 75 上并由轴承构件 75 隔开，它们的外侧端隔开但刚性固定

O I E O R E T

having a circumferential inlet at each side of the

QQ475725346

因此，多个辐射肋构件一起包围由每对构件的内部相对边缘特别限定的环形空间、设置在环形轴承构件内但与环形轴承构件间隔开并提供占用室的周壁、从轴承构件向内辐射到周壁的多个成角度间隔开的肋，所述肋的内侧端固定到周壁上，外侧端与承载构件间隔开并固定到承载构件上，使得它们的外边缘基本上与外侧辐射肋构件的外边缘处于相同的表面上，相对的翼型表面从肋构件的外端到周壁包覆肋构件和肋的外边缘，以基本上覆盖该结构并提供飞机的升力发展表面，在中空空间的内侧部分中的径向流压缩机，在外侧部分中的径向流涡轮机，在其外侧周边具有周向出口，燃烧室位于中间部分并将压缩机连接到涡轮机的腔室装置；环形转子，其安装成在其内周在环形轴承构件上旋转，并将上述环形空间分成两半，转子的内侧部分为压缩机提供转子，其外侧部分为涡轮机提供转子；燃烧室装置的燃料供应装置，提供空气以支持燃烧室中燃料燃烧的压缩机装置，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动压缩机，以及围绕圆周涡轮出口引导废气以提供推进推力的装置。

27. 一种飞机，包括一个结构，该结构包括一个35°的环形支承件和多对成角度间隔的肋件，肋件从支承件向外辐射，成对的两个部件相对于彼此以大致对映的布置方式设置，它们的内侧端固定在支承件上并由支承件隔开，它们的外侧端隔开但刚性固定在一起，因此，多个辐射肋构件包围由每对构件的内部相对边缘特别限定的环形空间，43 布置在环形轴承构件内但与环形轴承构件间隔开的周壁，并提供占用室，多个成角度间隔开的肋从轴承构件向内辐射到周壁，所述肋的内侧端固定到周壁上，外侧端与支承件间隔开并固定到支承件上，使得它们的外边缘与向外辐射的肋件的外边缘基本上在同一表面上，相对的翼型表面覆盖肋构件的外边缘和从肋构件的外端到周壁的肋的外边缘，以基本上覆盖该结构并提供飞机的升力发展表面，在中空空间的内侧部分中的径向流压缩机，在外侧部分中的径向流涡轮机(Cf)并且在其外侧周边具有周向出口，位于中间部分并将压缩机连接到涡轮的燃烧室装置，安装在环形轴承构件上用于在其内周旋转的环形转子，并将上述环形空间分成

两半，转子的内侧部分为压缩机提供转子，其外侧部分为涡轮机提供转子，相对的翼型表面还提供由压缩机包围的空气供应室的外壁，其内侧界限由周壁限定，翼型表面中

的端口为该室提供空气入口，燃烧室装置的燃料供应装置，压缩机供应空气，该空气支持燃烧室装置中燃料的燃烧，燃烧产物膨胀以驱动涡轮，涡轮又驱动压缩机，以及围绕圆周涡轮出口的装置引导废气以提供推进推力。

28. 一种飞机，包括由相对的升力面覆盖的一般为透镜状的结构，一种气体。该结构中的位移通道具有入口和邻近该结构周边的大致环形的出口，该通道从飞机的偏航轴线沿多个发散方向大致径向延伸，限定出口的环面大致垂直于偏航轴线设置，用于推动空气从入口沿相对于偏航轴线的多个离心方向流过该通道的装置，用于压缩离心流动的空气的装置，用于在压缩空气中燃烧燃料的装置，由燃料燃烧产生的燃烧气体从出口排出，以及与出口相关联的用于引导从出口排出的气体以向飞行器提供所需方向的合成推力的进一步装置。

29. 一种飞行器，其包括由相对的升力产生表面覆盖的大体上透镜状的结构、所述结构中的中央增压室、所述结构中的气体置换通道，所述气体置换通道在所述增压室处具有入口，并且在所述结构的周边附近具有大体上环形的出口，所述通道从飞行器的偏航轴线在多个发散方向上大体上径向延伸，限定出口的环形空间大体上垂直于偏航轴线设置，用于推动空气在相对于偏航轴线的多个离心方向上从增压室流过通道的装置，用于压缩离心流动的空气的装置，用于在压缩空气中燃烧燃料的装置，由燃料燃烧产生的燃烧气体从出口排出，以及与出口相关联的用于引导从出口排出的气体以在期望的方向上给飞行器提供合成推力的装置。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

2,377,835	Weygers	Jnne	5, 1945
2,384,893	Crook	cept.	18, 1945
2,461,435	Neumann	ebb.	8. 1949
2,511,502	Gluhareff	Jrni e	13, 1950
2,575,264	Feilden	Nov. B	1951
2,609,664	Staley	Sept,	t, 1952
2,619,302	I.oedding	Nov.	25, 1952
2,736,514	Ross	Feb.	28, 1956
2,850,250	Smith	Sept	2, 1958

外国专利

331, 292 法国 uuly 44, 1903
713, 330 法国 8 月 11 日。1911

禁止转载

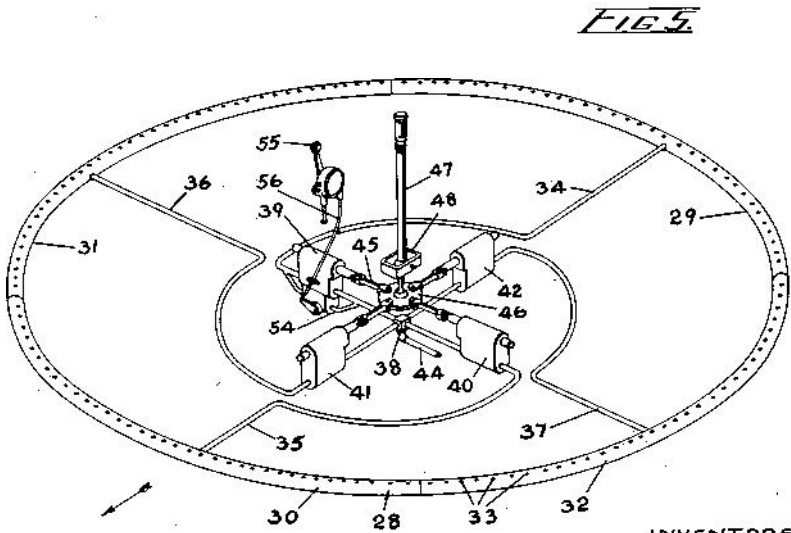
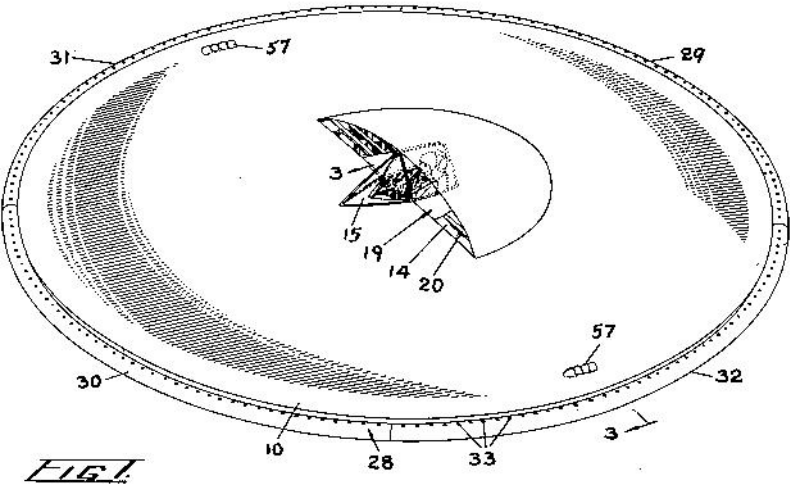
1962 年 11 月 27 日 J. DUBBURY ETAL.

垂直起降飞机

原件提交于 1955 年 4 月 18 日

3 065 935

4 页-第 1 页



INVENTORS
J. DUBBURY
J. C. M. FROST
T.D.伯爵

Maybee & Legris

ArroR/veys.

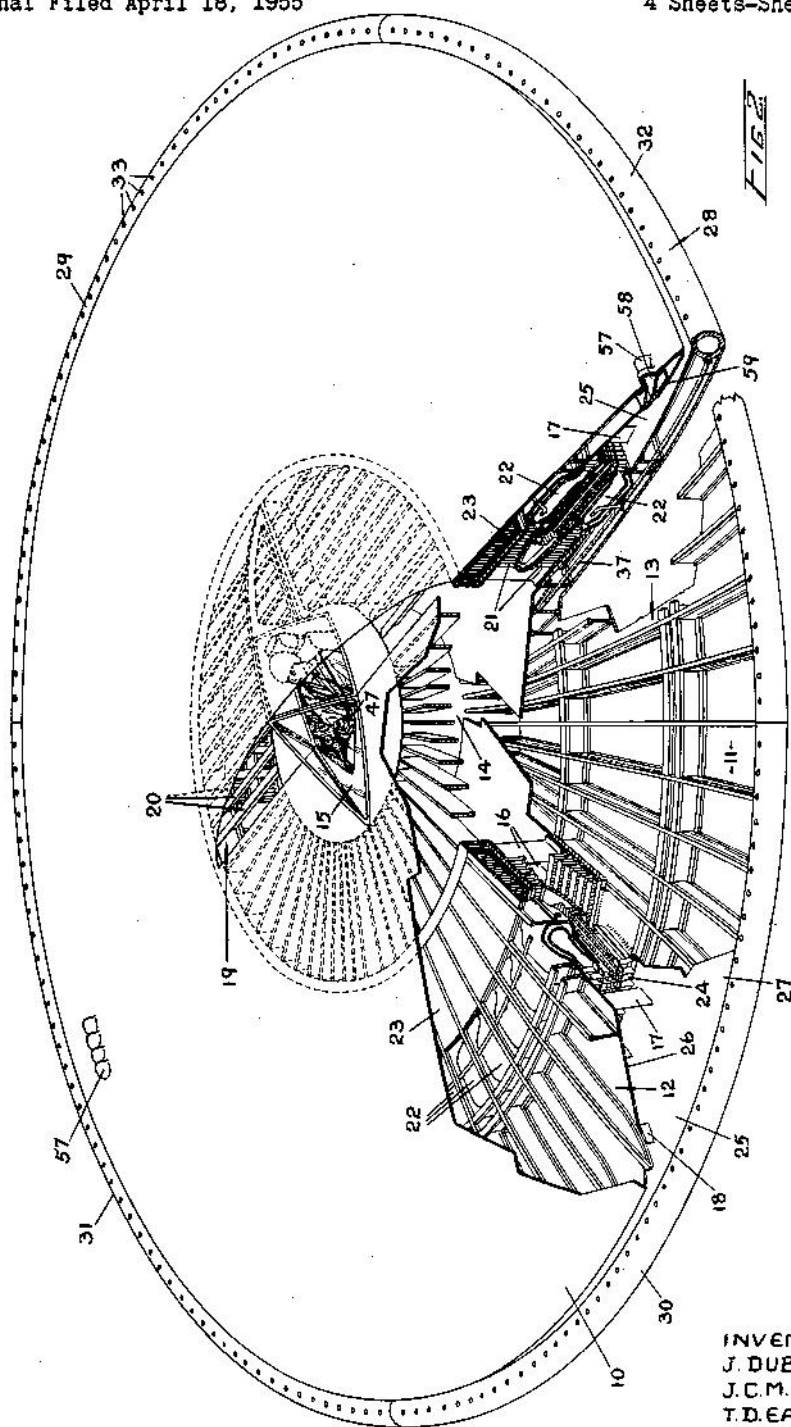
QQ475725346
ONE OR ET

1962 年 11 月 27 日

垂直起飞飞机

Original Filed April 18, 1955

4 Sheets-Sheet 2



INVENTORS
J. DUBBURY
J. C. M. FROST
T. D. EARL
BY
Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

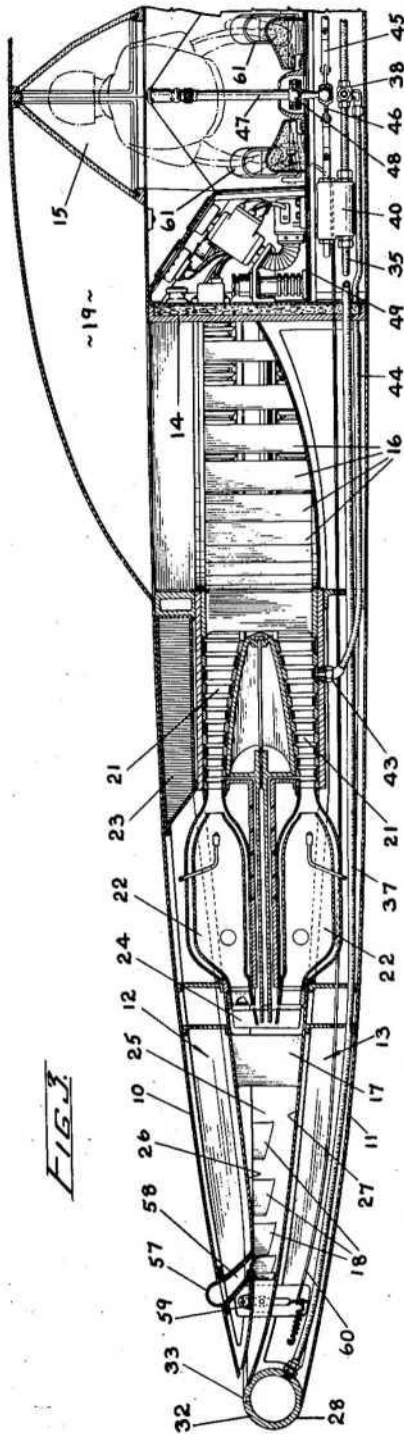
禁止转载

1962 年 11 月 27 日

垂直起飞飞机

Original Filed April 18, 1955

4 Sheets-Sheet 3



INVENTORS
J. DUBBURY
J.C.M. FROST
T.D. EARL

BY *Maybee & Legris*

A
T
T
O
R
N
e
y

1962 年 11 月 27 日

s

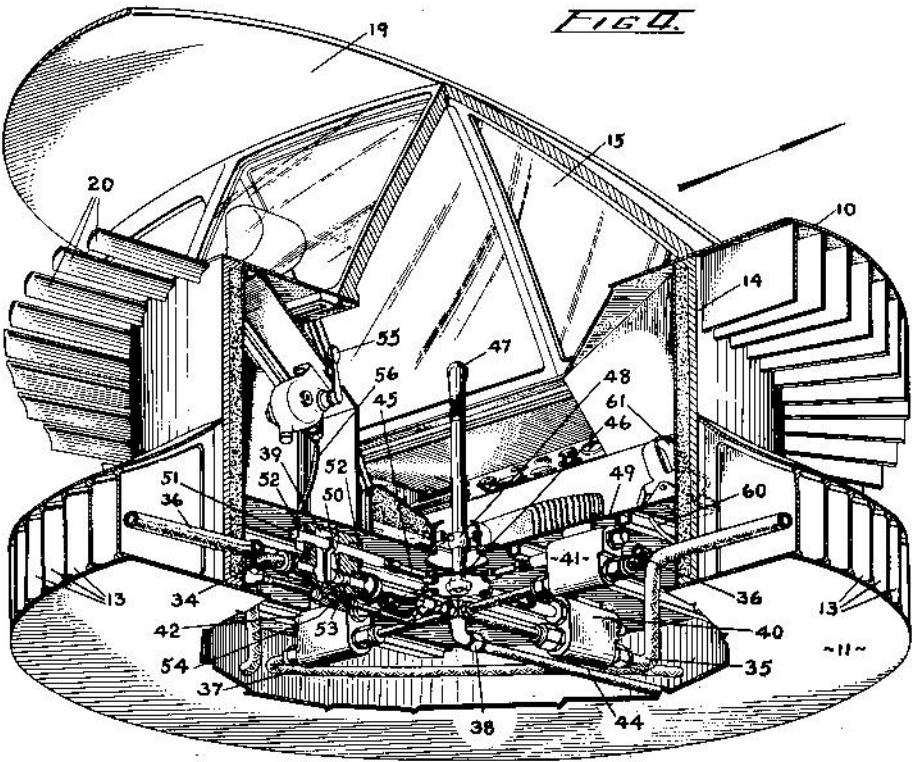
QQ475725346
1 一个 ORET

1962 年 11 月 27 日

垂直起飞飞机

原件提交于 1955 年 4 月 18 日

4 页-第 4 页



发明家 J. DUBBURY。
J. 弗罗斯特 • GARL

BY *Maybee* & **Xep'tca**
ATTORNEYS.

QQ475725346

1962 年 11 月 27 日

禁止转载

3, 065, 935 垂直起飞飞机, 约翰·卡弗
安大略省布兰普顿市约翰·杜布里
安大略省乔治敦的奥斯·弗罗斯特和加
拿大安大略省格伦·威廉姆斯的托马
斯·德斯蒙德·厄尔
继续应用 Ser. 第 502, 156 号, 1955 年 4
月 18 日。本申请于 1957 年 9 月 17 日提交。
第 684,615 号优先权要求, 英国申请, 1954
年 4 月 20 日

23 索赔。(Cl. 244-23)

本申请是我们于 1955 年 4 月 18 日提交
的申请序列号 502, 156 的延续, 现已被放射
弃。

本发明涉及飞行器的推进和控制, 特别将
是在 1953 年 8 月 25 日提交的约翰·卡
弗·梅多斯·弗罗斯特的共同未决美国专
利申请序列号 376, 320 中公开的一般类型加
的飞行器。

前述共同未决的申请描述了一种飞行
器, 其包括通常为透镜状的结构, 并且由
相对的翼型表面通常的压力。然而, 如果在射流和障碍物之间提供其它引入
空气从它们的中心内侧向外侧方向彼此会聚。
的装置, 40° 的压差将被破坏, 射流将破裂。远离空气引入
部分

■到它们的周向边缘, 以及径向流燃点下游的表面。
气涡轮发动机, 其设置在所述翼型表面之
间, 并且具有盘状转子, 该盘状转子的旋
转平面近似平行于所述相对表面之间的中
间平面。空气进入设置在翼型表面中的入
口, 然后在穿过增压室之后, 它径向向外
图; 流过燃气涡轮发动机的双面多级径向流压
缩机, 然后进入发动机的环形布置的燃烧
系统, 在该燃烧系统中, 空气支持燃料的
燃烧, 并且燃烧产物或气体从该燃烧系统
膨胀穿过发动机的径向流涡轮进入多喷管
组件, 该多喷管组件引导气流以产生向前
的推进推力。该飞机的飞行控制器包括位
于推进射流路径内的铰接表面。

该申请中所述类型的飞机的推力/重量
比使得该飞机能够垂直起飞、爬升和着陆,
而不会由于其外形而产生任何空气动力升
力。然而, 为了实现这种垂直飞行, 飞机
必须采取这样一种姿态, 即飞行平面基本
上垂直布置, 也就是说, 发动机转子的旋
转平面是垂直的或接近垂直的, 并且这种
要求在起落架和飞行员舱的布置中呈现出
一定的设计复杂性。

此外, 还有其他几个不受欢迎的特征。
当然, 偏转导管或尾管是为了引导推力气
体而提供的, 推力气体沿发动机周边径向
排放, 因此它们将在小于 180° 的广角扇
形内从飞机上排放, 从而组合应用发动机
的总输出来提供推进推力; 否则, 输出的
截然相反的元素将简单地相互平衡。然而,
导管增加了飞机的重量, 并且它们必然会
经受非常高的温度, 从而出现结构和冶金
问题。

类似地, 在喷流中工作的铰接操纵面受
到非常恶劣的温度和空气动力载荷条件的
影响, 并且增加了飞机的重量和复杂性。

本发明的一个主要目的是提供一种用
于控制。。从发动机外围喷出的射流方向,

本发明的另一个目的是提供一种装置, 用于选择性地控
制从发动机外围排出的射流的方向, 从而消除诸如导管或尾
管以及铰接表面等潜在的麻烦的结构部件。

本发明的另一个目的是提供一种排放射流控制装置, 该
装置将使飞机能够从地面垂直上升, 即使飞机的推力/重
量比。飞机不到一架。

本发明的又一个目的是提供一种推进和控制飞机以及启动
其起飞的改进方法。

本发明基于一种被称为“柯恩达效应”的现象的新应用,
由此从孔中喷出的气体射流可以被偏转以粘附到与射流轴
线倾斜的表面上。这种效果可以通过将给定厚度的板的平滑
圆形边缘保持在从宽度或“厚度”小于板厚度的狭缝或孔中
的射流附近来证明, 所述边缘基本上平行于长度设置。

孔口的; 即使板倾斜。去飞机上。由于射流的对称性, 射流
围绕板的边缘偏转, 并粘附在远离孔口的板表面上。

在某些条件下, 这种方法可以使射流偏转近 180°。空气
被无阻碍的喷流夹带, 导致喷流离开喷孔时角度发散明显增
加。如果射流一侧的雾沫夹带相对于射流另一侧的雾沫夹带的
受阻, 则射流将转向并粘附在受阻侧。相反, 如果在射流的
一侧对夹带有贡献, 则射流将偏离接收附加夹带的一侧

■。首先。如果飞机的转向是由于。喷射流和障碍物之间
的装置, 40° 的压差将被破坏, 射流将破裂。远离空气引入
部分

结合附图, 通过对以下说明书的研究, 本发明的前述
和其他目的和优点将变得显而易见, 在附图中, 相同的附图
标记表示几个视图中的相应部分, 其中:

图图 1 是根据本发明构造的飞机 50 从上方观察的透视
图;

图 2 是所述 ‘的透视图。飞机, 局部剖开以显示内部
结构;

图图 3 是基本上沿飞行方向横向 55° 截取的径向剖视
图, 更具体地如图 3-3’ 所示 1;

图图 4 是从下方观察的飞行员舱的局部透视图, 特别
示出了飞行员的控制机构; 和

图图 5 是示出飞行员的控制机构和飞机的外围控制之间的
相互关系的示意图。

根据本发明, 除了本发明的飞机在平面形式上优选为
圆形, 并且省略了尾管和铰接控制表面之外, 飞机的总体结
构可以类似于上述申请序列号 376, 320 中描述的结构。排
气孔在空气-70’ 飞行器的周围延伸, 允许来自发动机的废气
沿径向均匀地围绕其周围排出。外围排放孔如此

这 将 使 飞
机 以 水 平
姿 态 上 升,
也 就 是 说,

OQ4757r 5346! 一个
或一个以上

以垂直于飞机旋转平面的方向上升

实际上，它是一个周边柯恩达喷嘴，并配备了装置，从而在一侧的夹带。孔口可以在不同的部分选择性地变化，并且具有这样的装置，即孔口的不同部分可以被选择性地全部或部分阻塞。因此，通过适当控制的选择性调节，可以在外围喷嘴的各个部分选择性地改变喷射的方向和大小，以提供对飞机的控制。

为了在整个描述中更加方便，使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外侧”)“内侧”(或“内侧”)分别表示距构成飞机中心的旋翼旋转轴的更大和更小的距离，术语“外侧”和“内侧”同样表示距与旋翼平面重合的飞机中间平面的更大和更小的距离。由于飞机及其整体发动机的结构细节不构成本发明的一部分，因此将不具体描述它们。

飞机的相对的机翼表面由上蒙皮 10 和下蒙皮 11 构成，分别支撑在总体用 12 表示的上系列肋和间隔件以及总体用 13 表示的下系列肋和间隔件的外边缘上；两组肋和间隔件以及它们所支撑的蒙皮通过中心圆柱形壳体 14 和一组周向布置的内侧支柱 16 以及两组周向布置的外侧支柱 17 和 18 以间隔开的关系固定在一起，在壳体 14 内有飞行员舱 15。空气进入入口 19，该入口

由上部外壳 10 中的中心突起提供，被叶栅 20 向下偏转，然后在穿过中心增压室之后，它径向向外流过双侧多级压缩机 21，然后进入环形布置的燃烧系统 22，在那里它支持从环形燃料箱 23 供应的燃料的燃烧。燃烧产物通过单级径流式涡轮机 24 膨胀进入由定子板 26 和 27 限定的外围出口 25，定子板 26 和 27 分别固定到上部系列肋 12 和下部系列肋 13 的内边缘。燃烧产物通过出口 25 的流动通常是径向的。压缩机和涡轮机具有共同的转子，在所示的结构中，转子由径向载荷和轴向载荷空气轴承支撑。

下部系列肋 13 的外侧端被中空环形元件或卷边 28 包围。特别是从图 1 和 2 中可以观察到如图 2 和 3 所示，卷边延伸超过上蒙皮 10 的外侧周边，并且其弯曲表面与孔口 25 的下唇缘以及下蒙皮 13 的周边边缘平滑地融合。

珠子 28 被分成几个独立的部分；在所示的本发明的实施例中，有四个扇区，即后扇区 29、前扇区 30、右扇区 31 和左扇区 32；这些扇区以端对端的关系设置，以一起提供环形控制构件。

周向间隔的孔 33 设置在胎圈的上表面，并且每个区段 29、30、31 和 32 内的腔室分别通过导管 34、35、36 和 37 分别通过阀 39、40、41 和 42 连接到分配器 38。空气在 43 处从发动机的压缩机通过导管 44 排放到分配器 38，因此，如果阀打开，则有空气从压缩机流向打开的阀所连接的特定扇区的开口 33。

由于四个阀的结构相似，所以将描述阀 39。每个阀都由杆和连杆机构连接，在阀 39 中，该杆和连杆机构由参考数字 45 标识到球窝接头 46v，球窝接头 46v 的球是飞行员控制柱 47 的下端。控制柱通过万向节 48 自由枢转到驾驶舱地板 49。

具体参照阀 39，锥形塞 50 由可在密封件 52 中滑动的塞子 51 支撑，并且它与阀壳体的锥形内壁共同作用，以阻止空气从分配器 38 流向导管 34，或者根据需要可

变地限制流动。塞子具有圆柱形尖端部分 53，因此它适于在其行程的整个部分将阀保持在关闭状态，该行程是由与其相对设置的阀 48 的打开引起的。唯一与阀 39 平行的是旁通阀 54，该旁通阀 54 由控制杆 55 机械操作，该旁通阀 54 通过柔性致动缆索 56 连接到控制杆 55 上。通过这种方式，可以使控制空气从歧管 38 流向扇形区 29，而与飞行员的控制柱 47

41 和 20、42 没有设置平行的旁通阀。

向后指向的百叶窗 57 设置在飞机的直径相对侧，并且它们通过导管 58 连接到发动机出口 25；因此，一小部分废气可以通过百叶窗 57 喷射到大气中。导管可以通过滑动挡板 59 打开或关闭，每个挡板通过柔性致动缆索 69 连接到相应的方向舵踏板 61。滑动百叶窗差动操作，由通过百叶窗喷射的 30 种气体产生的附加推力分量足以引起飞机偏航轴周围的力的不平衡，从而提供方向控制。

在操作中，飞机以水平姿态在地面上，飞行员将其控制装置设置在图 1 的 35° 中立位置 4，使得没有空气进入珠 28 的任何孔 33；由于柯恩达效应，废气射流向下偏转，气体因此形成支撑飞机的空心柱。飞机的推力/重量比 40 和由此产生的“地垫”(如下所述)使得发动机的输出足以在没有任何空气动力辅助的情况下提升飞机。事实上，已经发现，在离地面的有限距离内，比如飞机直径的一半，即使飞机的总重量远远超过发动机产生的静态推力，“地垫”也能支撑飞机。这种现象被认为是由于下向高速气体的空心柱或圆柱片在柱内提供了高压；压力大到足以支撑重量超过发动机静推力的飞机。实际上，撞击地面的圆柱形气体片或射流被认为分成两个 55 分力，即一个径向向外旋转，另一个径向向内旋转。向内导向的气流形成一个环形涡流，其效果是在 air- 60 飞机下表面的中心区域产生一个高压区，形成一个支撑飞机的高稳定性“缓冲垫”。环形涡流的外边界被限制在圆柱形的气体层内，从那里能量不断地转移到涡流中，以维持飞机的支撑。这种“地垫”的 65° 效应随着离地距离的减小而增加，这样，即使飞机的重量是 70° 发动机静推力的两倍，在离地距离为飞机直径的十分之一时，飞机也能得到支撑。已知的垂直起飞方法提供了一个向下定向的实心气体柱，当喷管靠近地面时，地面效应将降低发动机静推力以下的“升力”。

由于上述结构和现象 75，飞行员通过控制发动机输出

QQ4

一个或一个以上

的位置无关，其目的将在后面描述。应当注意，阀 40、

后扇面将没有“并拢”的趋势，其向下的推力分量将被 定下来。
消除。这实际上会在后部施加一个向下的力，使飞机稳

(2) 纠正左侧跌落

能够在垂直上升时将飞机从地面升起，同时飞机保持水平姿 为了稳定飞机，有必要对飞机后部施加一个向上的
态。通过进一步操纵飞行员的控制杆 47，空气可以通过。珠力，或对前部施加一个向下的力。控制手柄 47 将向
28 的任何选定部分中的孔 33，如上文所解释的废气射流。出右移动以进行校正动作，从而打开左阀 48 并向前部
现在选定部分的射流将脱离珠缘的表面，并产生向外的水平 30 供应空气。喷射到前部的喷流端口将趋向于“打开”，
推力分量，而射流的其余部分(即，通过珠缘的部分到达没有从而增加飞机前缘附近下表面的吸力，并导致。飞机
空气排出的孔的部分)将继续受到柯恩达效应的影响，并将产前部稳定飞机的向下的力。
生向下延伸的高速气流。

(3) 纠正后方下降

为了转换到向前飞行，飞行员移动控制杆 55，使得旁通阀
54 逐渐打开，从而允许空气进入胎圈后部 29 的孔中， 为了稳定飞机，有必要在飞机的右侧施加一个向上
破坏“接合”的趋势并产生向后指向的水平推力分量；合成的力，或者在左侧施加一个向下的力。控制手柄 47
推力是在选定的扇形方向上，飞机以相反的方向运动。一旦必须向前移动以进行校正动作，从而打开阀门 42。向
前进速度达到机翼上的空气动力将支撑飞机的点，控制杆 55 左扇区 32 供应空气。从左扇面喷出的喷流将“打开”，
可以返回到其初始位置。当飞机在空气中运动时，废气会受 并且没有向下的推力分量。由于施加在左半部分的向
到空气动力学的影响；从各个部分排出的气体将向后弯曲， 下的力，飞机将因此稳定。

(4) 纠正前降

应当理解，水平和垂直方向上的推力分量可以通过适当操 有必要在飞机左侧施加一个向上的力，或者在右侧
纵控制柱 47 来改变，以选择性地改变通过各个扇形 29、30、 施加一个向下的力。为了实现这一点，控制手柄 47
31 和 32 的孔 33 排出的空气量。从图中可以看出阀 39、40、 将向后移动以进行校正动作，从而打开前阀 41 并向
41 和 42 沿顺时针方向被引导，以分别与胎圈 28 的区段连接， 右扇 31 供应空气。飞过右扇面的喷流将“打开”，
废气通过胎圈 28，废气产生的水平推力方向与各个区段所连 所有向下的推力分量将被移除。实际上，这将对飞机
连接的阀的轴线成 90°。这种结构是必要的，因为径向发动机 的右侧部分施加一个向下的力，并使其稳定。

对任何平行于旋转轴并与其隔开的力都有陀螺效应。倾斜转 应当理解，由于环形元件 28 相对于射流的位置，
弯可以通过操纵踏板 61 来打开或关闭百叶窗 57 的百叶窗 59 环形元件 28 可能暴露于高温和空气动力载荷，环形
来实现，并且通过操纵控制柱 47 来使气体排放到后部或前部 元件 28 可以是轻质但坚固的结构。如本文所述，通
区段 29 或 30 中的孔 33 中，这可能是局部破坏柯恩达效应并 过柯恩达效应的选择性变化来控制飞机，使得有可能
因此向飞机施加适当的俯仰耦合所必需的。飞机相对于飞行 设计一种真正圆形的飞机，以消除几乎所有对发动机
轴线的入射可以通过侧向扇形 31 和 32 所需的空气进入来控 本身的结构以及对飞行员和他的设备和武器的容纳
制，从而局部地打破柯恩达效应以对飞机施加滚转力偶。 不重要的结构。此外，还消除了起落架的必要性，以
为了更好地描述飞机的控制，四种典型的控制操作。提交 及与垂直姿态飞机的起飞和高度有关的其他设计问
如下。这是假设在四个。在飞机以正常巡航速度飞行的情况 题。最后——圆形布置的对称性和均匀性大大简化了
下，控制杆 47 因此处于图 1 所示的“空档”位置使得没有空 设计和生产，使得通过一个扇形的定义来定义整个飞
气通过四个扇区中任何 60 个扇区的孔 33 排出。后面的喷流基 机(除了它的中心核心)成为可能。

基本上水平流动的，但推力有轻微的向下分量；向前的喷流 本文所示和所述的本发明的形式仅被视为示例。发
被“包在下面”，并以轻微向下的推力指向后面；来自两个横 动机及其支撑结构的构造细节不构成本发明的一部分。
向扇面的喷流也被“包在下面”，它们以轻微的向下推力指向 所提出的控制系统仅作为示例，并不是本发明的
船尾。 必要部分。显然，本发明中的许多变化不仅是可能的，
而且也是所希望的，以便飞机可以具有最佳性能。当然，
在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况
下，可以进行这样的改变。

(1)纠正右侧跌落

为了稳定飞机，有必要对飞机的前部 70 施加向上的力，
或者对后部施加向下的力。因此，控制器 47 将被移动到左侧
以进行校正动作，从而打开右阀 39 并向后部扇区 29 供应空气。

“部分”？那个。喷射出的喷射物。m

我们声称我们的发明是:

1. 一种飞机，包括一个通常为透镜状的结构，该
结构由相对的翼型表面盖，该翼型表面提供升力产
生表面；发动机装置，该发动机装置设置在该结构中，
50 并包括一个空气置换通道，该空气置换通道具有一个
进气端和一个周边出口，该周边出口邻近该结构的周
边，空气从该周边沿通常的径向方向排出；包围出口
并可操作以

选择性地改变喷射空气的流动方向，使得当空气从出口喷射时，至少一些空气在大致平行于飞机偏航轴线的方向上流动，并且在向下的方向上流动，以形成移动的管状气幕，该气幕在所述轴线的方向上为所述飞机提供推力。

2. 一种飞机，包括一个通常为透镜状的结构，该结构由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面，该结构内的发动机装置包括一个空气排出通道，该空气排出通道具有一个入口端和一个周边出口，该出口邻近该结构的周边，空气从该出口以通常的径向方向排出，围绕发动机出口布置并以端对端关系布置的多个控制部分，以一起提供环形控制构件，每个控制部分包括可调节的可操作装置，以选择性地改变喷射空气的流动方向，使得当空气从出口喷射时，至少一些空气，在大致平行于飞机偏航轴线的方向上流动，并在向下的方向上流动，以形成在所述轴线方向上向所述飞机提供推力的移动管状气幕，以及用于分别控制每个控制扇区的可调节装置的装置。

3. 一种飞机，包括一个通常为透镜状的结构，该结构由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面，在该结构内的发动机装置包括一个空气置换通道，该空气置换通道具有一个进气端和一个外围出口，该外围出口与该结构的周边相邻，空气从该外围出口沿通常的径向喷射，以及一个围绕该出口以改变喷射空气流动方向的外围柯恩达喷嘴。

4. 一种飞行器，包括通常为透镜状的结构，其由相对的翼型表面覆盖，所述翼型表面提供升力产生表面；在所述结构内的发动机装置，其包含具有进气端和周边出口的空气置换通道，所述周边出口邻近所述结构的周边，空气从所述周边出口沿通常的径向方向喷射；包围所述出口以引导喷射空气流的周边柯恩达喷嘴，以及与柯恩达喷嘴配合以改变喷嘴的操作特性并因此改变喷射空气流动方向的装置。

5. 一种飞机，包括一个通常为透镜状的结构，该结构由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面，该结构内的发动机装置包括一个空气排出通道，该空气排出通道具有一个入口端和一个周边出口，该出口邻近该结构的周边，空气从该出口以通常的径向方向排出，围绕发动机出口布置并以端对端关系布置的多个控制部分，以一起提供环形控制构件，每个控制部分包括柯恩达喷嘴，从发动机出口喷射的空气通过该柯恩达喷嘴排出，并且还包含可调节装置，以选择性地改变喷射空气的流动方向，以及分别控制每个控制部分的可调节装置的装置。

6. 一种飞机，包括一个通常为透镜状的结构，该结构由相对的翼型表面覆盖，该翼型表面提供升力产生表面，该结构内的发动机装置包括一个空气排出通道，该空气排出通道具有一个入口端和一个周边出口，该出口邻近该结构的周边，空气从该出口以通常的径向方向排出，以及包围出口并可调节的装置，以引导喷射的空气沿基本上垂直于翼型表面之间的中间平面的方向流动，从而提供圆柱形的运动空气片，该运动空气片的反作用力连同

具体的形式并且由相对的上、下翼面覆盖，所述上、下翼面提供升力产生面；中空环形元件，所述环形元件在圆周上包围翼面，下翼面 5 与环形元件的下表面相混合；结构内的发动机装置，并且体现为具有进气端和外围出口的空气排出通道，空气从所述空气排出通道沿大致径向方向排出，周边柯恩达喷嘴 10，其与周边发动机出口对齐，并包括由环形元件的上表面和上翼型表面的周边限定的间隙，以及柯恩达喷嘴改变通过喷嘴喷射的空气的流动方向的装置。

15 8. 包括机身结构、气体扩散器在该结构中的放置通道，该通道具有入口和邻近该结构外围的基本环形的出口，用于推动气体在相对于飞机偏航轴线的多个离心方向上从入口到出口流过该通道的装置，以及用于在围绕所述外围分布的多个位置处从出口高速喷射气体的装置，以及与出口相关联的气体引导装置，该气体引导装置可调节以选择性地改变气体离开出口的方向，当气体从出口喷出时，该引导装置可操作以改变至少一些气体的流动方向，使得气体在大致平行于偏航轴线的方向上流动，并且在 30° 向下的方向上流动，以形成移动的管状气幕，该气幕在所述轴线的方向上对所述飞行器提供推力。

9. 根据权利要求 8 所述的飞行器，其中，所述主体结构通常是透镜状的，并且被包覆

35 由相对的翼型表面限定，该翼型表面提供升力发展表面，并且其中所述周边是该结构的圆周边缘部分。

10. 一种飞机，包括机身结构，该结构中的气体置换通道具有入口，并且

40 其具有邻近该结构周边的大致环形的出口，用于推动气体沿相对于飞机偏航轴线的多个离心方向从入口流向出口的通道，并从出口以大致偏航轴线的径向高速喷射气体的装置，与出口相关联并可调节以选择性地改变气体离开出口的方向的气体引导装置，该引导装置可操作地改变从出口喷出的至少一些气体的流向，使其流向地面，并大致垂直于地面，以限定管状气体幕，该引导装置定位成使得飞机的一部分基本上封闭由气体幕限定的管的上端，由此，当飞行器靠近地面时，气体压力通过限制在飞机和地面之间的一些气体在管状帘幕内建立，并且至少部分地支撑地面上方的飞机。

11. 如权利要求 10 所述的飞行器，其中，主体结构 60 的结构通常是透镜状的，并且是有护套的

通过提供升力发展表面的相对的翼型表面，并且其中所述周边是该结构的圆周边缘部分。

12. 一种飞行器，包括用于通过基本环形的喷嘴高速喷射气体 65 的装置

邻近飞机的外侧周边，喷嘴被定向成使得气体通常沿飞机偏航轴线的大致径向方向喷射，并且位于围绕所述周边分布的多个位置 70 处；以及与喷嘴相关联的气体引导装置，该气体引导装置可调节以选择性地改变气体离开喷嘴的方向，该引导装置可操作以在至少一些气体从喷嘴喷射时改变它们的流动方向，使得它们沿大致平行的方向流动

z: ja—j/the force of the . air . _ withm .jt 支援飞机。

^T^Arytir 飞行器包括通常为透镜结构

一个 ORET

平行于偏航轴线，并在向下的方向上形成移动的管状气幕，所述气幕是透视镜状的，并且相对于偏航轴线的多个离心方向提供推力。
 13. 如权利要求 12 所述的飞行器，其中所述飞行器通常是透视镜状的，并且相对于偏航轴线的多个离心方向提供推力。

14. 一种飞机，包括：用于通过邻近飞机外侧周边的大致环形喷嘴高速喷射气体的装置，该装置被定向成使得气体通常沿飞机偏航轴线的大致径向方向并在围绕所述周边分布的多个离心方向上流动；以及气体引导装置，该装置具有入口和出口，用于接收从喷嘴排出的气体并引导其流动，使得它们以朝向地面的流的形式流动，并且通常垂直于地面；所述气体引导装置还包括中心体，该中心体被定位成使得飞机的一部分基本上封闭由所述幕限定的管的顶端，多个离心方向上的气体从该顶端流出，由此当飞机靠近地面时，气体压力在两者之间建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面；所述飞机和地面之间的一些气体而在管状帘幕内建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面；所述飞机装置，改变离开出口的至

15. 如权利要求 14 所述的飞行器，其中所述飞行器通常是透视镜状的，并且相对于偏航轴线的多个离心方向提供推力；所述气体引导装置还提供限定气体流出口进入移动的管状气幕，该气幕具有中心体，该中心体封闭由气幕限定的管的顶端，多个离心方向上的气体从该顶端流出，由此当飞机靠近地面时，气体压力在两者之间建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面。

16. 一种包括弹射装置的飞行器
 气体以高速从飞机沿大致径向方向并通过环形喷嘴排出，该喷嘴具有中心体，该中心体封闭由气幕限定的管的顶端，多个离心方向上的气体从该顶端流出，由此当飞机靠近地面时，气体压力在两者之间建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面。
 飞机离地面很近，气压是由中心体和地面之间的一些气体产生的，包括：由相对的翼型表面覆盖的主体在中心体和地面之间向上，通过在中心体下面的一些卷曲和结构部提供升力产生表面；在该结构中的气体在中心体下面卷曲，至少部分地将飞机保持在地面上；该气体置换通道，该气体置换通道具有入口和邻近该结构外围的大致环形的出口，用于推动气体以多个离心方向从入口到出口流过通道到达其周边的装置，并且具有中心体，相对于飞机的偏航轴线，以及气体导向装置与出口相关联的装置，用于改变离开出口的至少一些气体的流动方向，使得这些气体以向下的方向离开飞机。

17. 一种飞机，包括机身结构、在该结构上邻近外围的气体置换通道，所述翼型表面提供在中心体下方卷曲的升力发展气体 e5
 具有入口和邻近该结构周边的大致环形的出口，用于推动气体以多个离心方向从入口到出口流过通道到达其周边的装置，并且具有中心体，相对于飞机的偏航轴线，以及气体导向装置与出口相关联的装置，用于改变离开出口的至少一些气体的流动方向，使得这些气体以向下的方向离开飞机

该结构的后部，用于推动气体在相对于飞机偏航轴线的多个离心方向上流动；以及气体引导装置，该装置具有入口和出口，用于接收从喷嘴排出的气体并引导其流动，使得它们以朝向地面的流的形式流动，并且通常垂直于地面；所述气体引导装置还包括中心体，该中心体被定位成使得飞机的一部分基本上封闭由所述幕限定的管的顶端，多个离心方向上的气体从该顶端流出，由此当飞机靠近地面时，气体压力在两者之间建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面；所述飞机和地面之间的一些气体而在管状帘幕内建立，并且至少部分地支撑飞机离开地面；所述飞机装置，改变离开出口的至

18. 一种包括有外壳的机身结构的飞机
 通过相对的翼型表面和至少部分翼型表面，在结构“”“”中的气体置换通道，所述翼型表面提供在中心体下方卷曲的升力发展气体 e5
 具有入口和邻近该结构周边的大致环形的出口，用于推动气体以多个离心方向从入口到出口流过通道到达其周边的装置，并且具有中心体，相对于飞机的偏航轴线，以及气体导向装置与出口相关联的装置，用于改变离开出口的至少一些气体的流动方向，使得这些气体以向下的方向离开飞机

具有入口和邻近该结构周边的大致环形的出口，用于推动气体以多个离心方向从入口到出口流过通道到达其周边的装置，并且具有中心体，相对于飞机的偏航轴线，以及气体导向装置与出口相关联的装置，用于改变离开出口的至少一些气体的流动方向，使得这些气体以向下的方向离开飞机

在该结构中并在入口和喷嘴之间延伸的通道，用于推动气体流过的装置，该通道在相对于该结构的偏航轴线的多个离心方向上从入口到喷嘴

指向标；至少一部，离喷嘴的气体在大致平行于偏航轴线的方向上向下远离飞机，所述气体引导装置还提供了用于限定气流方向的装置

一部分气体，中心体封闭由气幕限定的管的上端，由此，当飞机靠近地面时，气体压力通过一些气幕在中心体和地面之间形成

支撑地面上的飞机。
 22. 一种飞机，包括由相对的翼型表面覆盖的机身结构，该翼型表面提供升力产生表面，在该结构上邻近的环形喷嘴

在该结构中并在进气口和喷嘴之间延伸的气体置换通道，用于在相对于飞机偏航轴线的多个离心方向上推动气体通过通道从进气口到喷嘴的装置，以及气体引导装置

在通常平行于法律轴的方向上，75 度

ONE OR ET

3 065 935

11 12

所述气体引导装置还提供了将从出口流出的气体限定为移动的管状气幕的装置，中心体封闭由气幕限定的管的上端，由此当飞机靠近地面时， 气体压力在中心体和地面之间通过一些在中心体下面卷曲的气体建立，并且至少部分地支撑地面以上的飞机。

23. 一种飞行器，包括用于在飞行器内以高速沿大致离心方向推动推进气体并通过环形喷嘴喷射气体的装置，该环形喷嘴具有中心体和用于在气体从飞行器喷射时以向下的气流引导气体以形成平行于飞行器偏航轴线的管状气幕的装置，中心体封闭由气幕限定的管的上端， 当飞机靠近地面时， 由于一些气体在中心体下面卷曲，在

中心体和地面之间形成气压，至少部分地使飞机保持在地面上。

本专利文件中引用的参考文献
美国专利

1724,226	Sorensen_____	Aug. 13,1929
2,444,318	Warner_____	June 29,3948
2,738,364	Crabtree_____	Sept. 20,1955
2,777,649	Williams_____	Jan. 11,1957
2,807,428	Wilbault_____	Sept. 24,1957
FOREIGN PATENTS		
770,874	Great Britain_____	Mar. 27,1957

美国专利局

更正证书

专利号 3, 065, 935, 1962 年 11 月 27 日

John Dubbury 等人。

兹证明，上述编号的专利中出现错误，需要更正，上述专利证书应以下更正内容阅读。

在授予书中，第 3 行，在“加拿大”之后，插入——转让人，通过 w'sne 转让，向加拿大安大略省 Ml ton 村的 Avro 飞机有限公司，一家公司，第 12 行和第 13 行，为“约翰杜伯瑞、约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特和托马斯·德斯蒙德·厄尔，他们的继承人”读作——Avro Ai ' crjft Limited，其继承人，在印刷规范的标题中，第 5 行，在“加拿大”之后插入——转让人，通过 mesne 转让，转让给 Avro Aircraft Limited, Matton Village, Canada, 一家公司

1963 年 10 月 15 日签字盖章。

(海豹突击队)

证明：

ERNEST W. SWIDER

见证官员

EDWIN L, REYNOLDS

代理专利专员

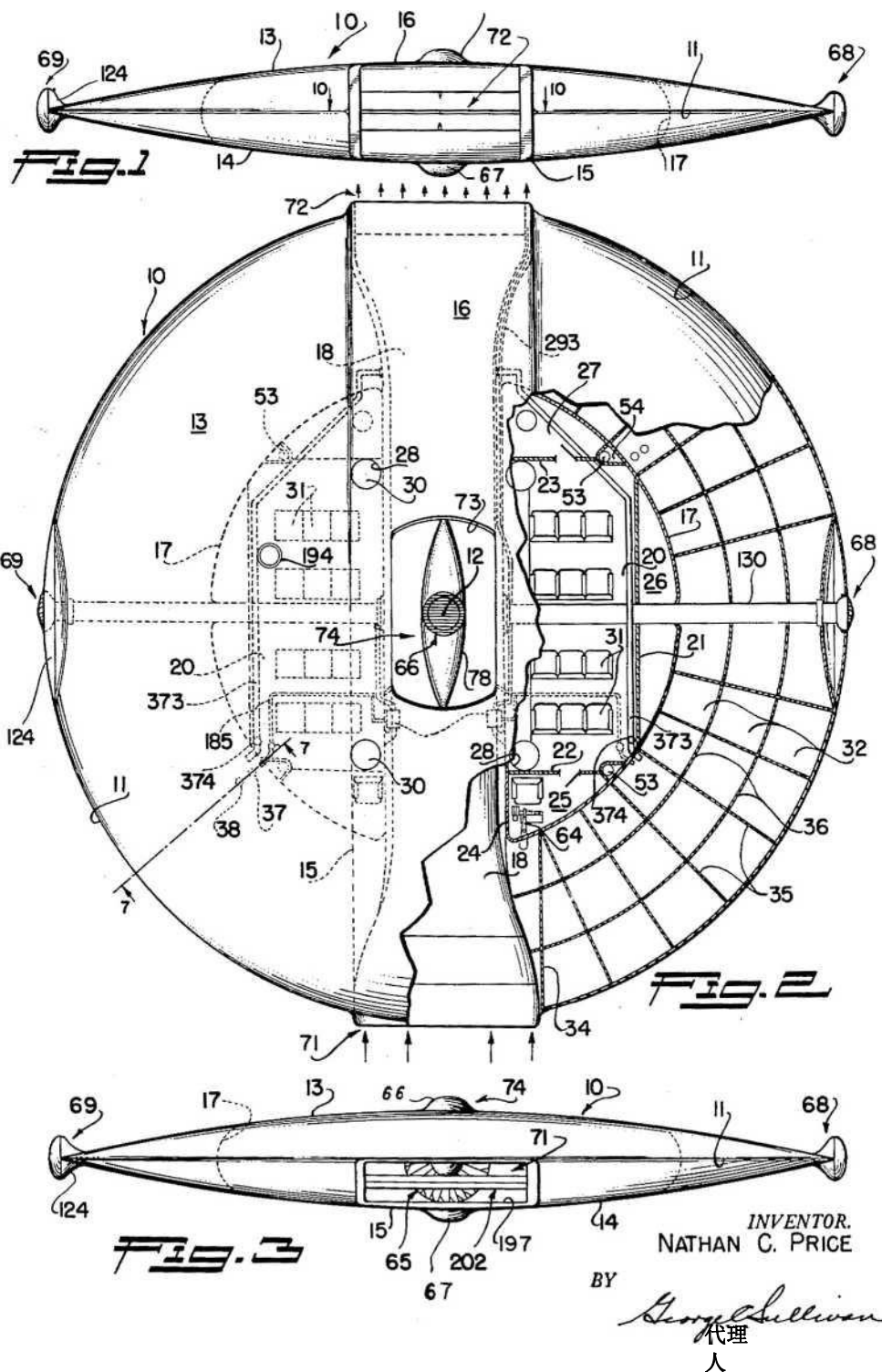
QQ475725346

禁止转载

1962 年 12 月 4 日, 北卡罗来纳州价格 3, 066, 890

超音速飞机

1953 年 1 月 23 日提交的原始文件, g 3 页-第 1 页



Q Q475725346
禁止转载

1962 年 12 月 4 日, 北卡罗来纳州价格 3, 066, 890

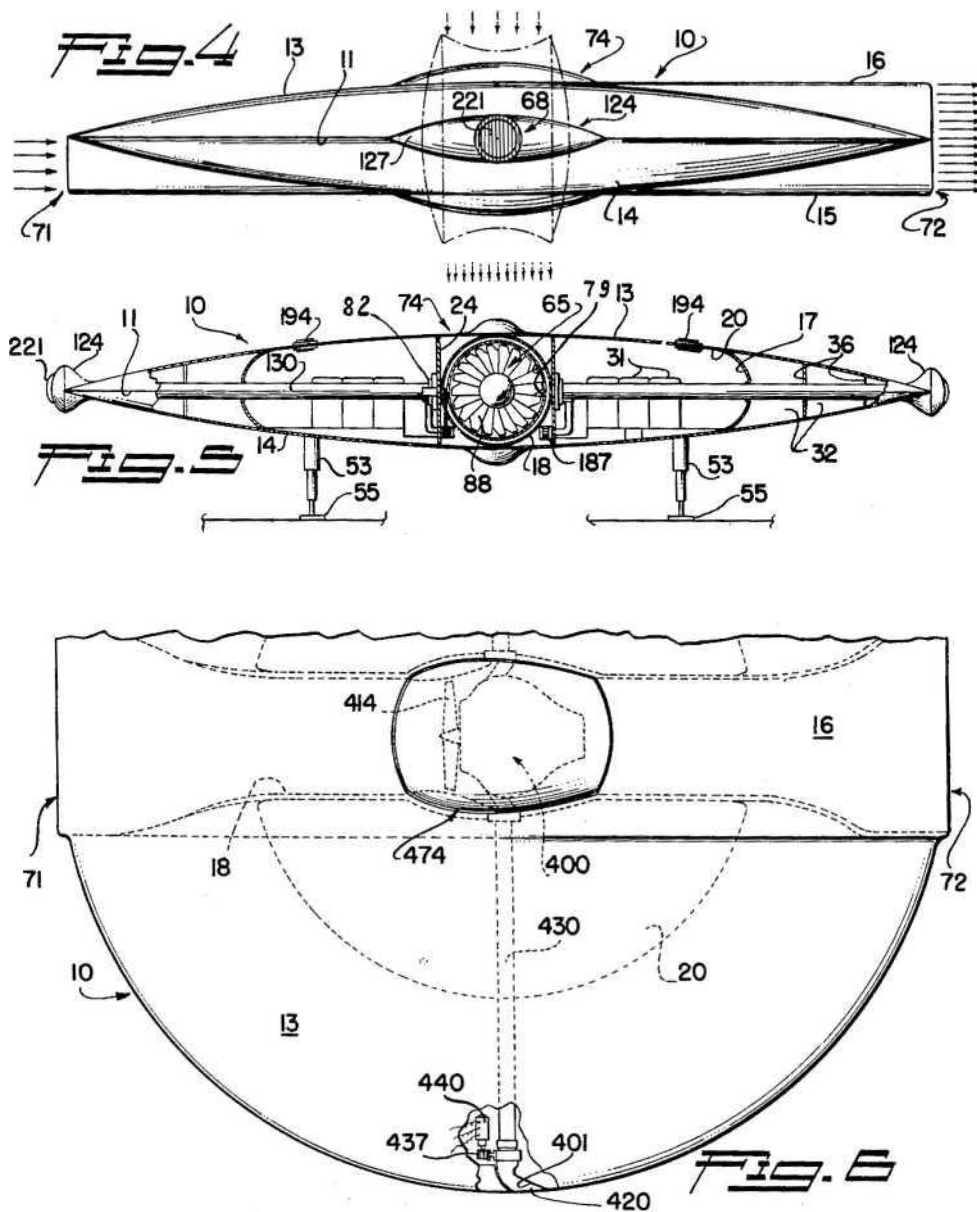
1962年12月
4日

N.c, PRICE
超音速飞机

3 066 890

原件于 1953 年 1 月 23 日提交

3 页-第 2 页



INVENTOR.

内森·普莱斯

BY

George C. Sullivan
Agent

QQ47572534

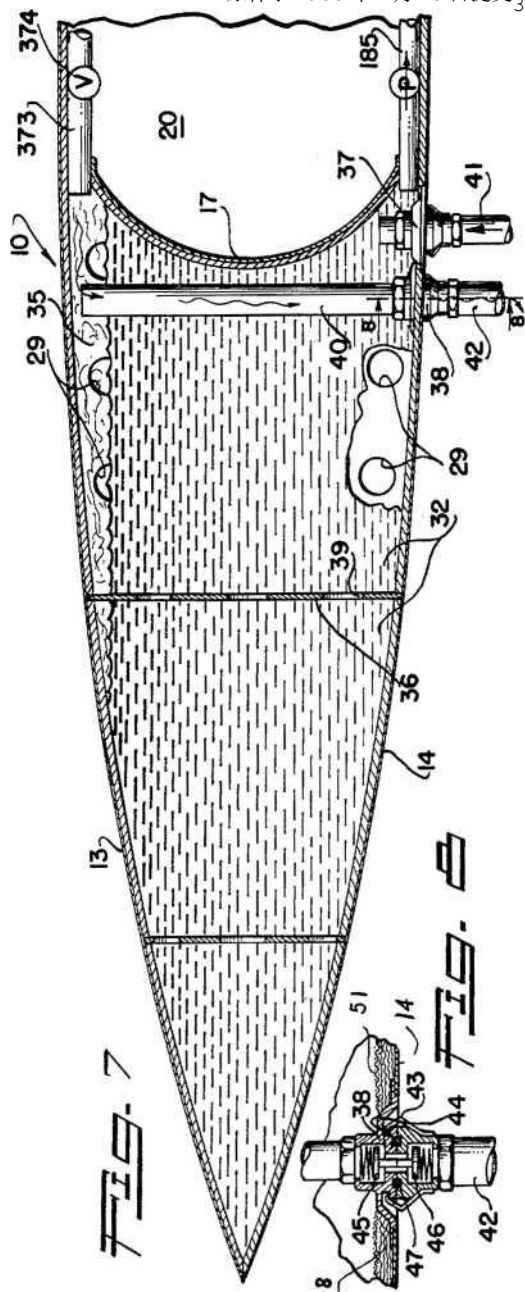
禁止转载

1962 年 12 月 4 日

N.C. PRICE

5 066 890

超音速飞机
原件于 1953 年 1 月 23 日提交 3 页-第 3 页



内森·普莱斯

INVENTOR.

经过

George C. Sullivan
Agent

QQ475725346

禁止转载

美国专利局

3, 066, 890 超音速飞机内森·普莱斯, 墨西哥墨西哥城, 转让给洛克希德飞机公司, 加利福尼亚州伯班克。
原申请日期:1953 年 1 月 23 日, Ser .332, 957 号。分割和
本申请 1957 年 7 月 1 日, Ser。第 669, 369 号'
22 索赔。(Cl. 244-15)

本发明涉及飞机, 更具体地说, 涉及能够在起飞和着陆期间垂直上升和下降以及以超音速高空飞行的飞机。本发明的一般目的是提供燃料比传统的飞机燃料具有大约 15% 的能量价值, 但是密度小垂直上升和下降飞机, 其特征在于其独特的空气动力学有效设计和使用, (因此需要相当大的油箱空间或容积。本发明的圆形平面于产生安全、有效、超音速、长距离飞行的推进系统。本发明的飞机形状的双凸面飞机提供了这种必要的燃料储存容积, 并以这样不仅被设计用于垂直上升和下降, 以便于在小区域或着陆区着陆和起飞方式容纳低沸点燃料, 即它有效地冷却蒙皮并有助于保护乘飞, 而且被设计用于在例如 4 的马赫数和 100, 000 英尺范围内的爬升和货舱免受过高的温度。低沸点燃料通过蒸发, 甚至只吸收度下的远程飞行。

本申请是我于 1953 年 1 月 23 日提交的共同未决申请序列号 332, 957 的一部分, 标题为“高速高空飞行器”

本发明的另一个目的是提供圆形平面形状和双凸垂直截面的蒙皮, 并为低密度燃料提供充足的储存空间。
机, 该飞机可以没有传统的机身、机翼和尾翼。本发明的圆形平面形状的飞机具有构成飞机的主要表面区域的球形的具有球形凸起的上蒙皮表面。这种简单的结构或设计有许多固有的优点和特点。它:
(1) 是一种固有的刚性、坚固的结构, 比其他机载配置具有更大的抗弯曲和扭转力矩能力;
(2) 与其他飞机构型相比, 升力面上的重量分布更均匀;
(3) 允许着陆力更均匀地分布到飞机结构中, 并且由于其圆形平面形状, 允许使用任何选定的或所需数量的着陆支柱;
(4) 不会因阵风而颤动或损坏;
(5) 由于球形凸起的上、下蒙皮表面在飞行器的圆形周边彼此连接, 因此在此结构上有效地容纳内部舱室压力、燃料和其他内部载荷;
(6) 有效或均匀分布高马赫数飞行产生的热应力和变形;
(7) 允许将有用载荷定位或集中在与结构重心和几何中心同心的位置, 并将燃料载荷布置在与重心和几何中心平衡或同心的位置;
(8) 由于其圆形平面形状, 在垂直上升和下降过程中是稳定的;
(9) 为有效载荷和燃料提供最大容量;
(10) 由于其简单规则的构造, 并且由于其许多部分可能具有相同或相同的尺寸和形状, 所以构造简单且便宜;
(11) 由于其固有的紧凑性, 在不飞行时占用最小的场地或地板空间;
(12) 具有固有的空气动力学效率, 具有良好的长径比, 具有基本上连续的外缘(前缘和后缘)和光滑的外形, 提供最小的表面摩擦阻力和;-,

(13)可在任何介质上着陆和起飞, 即使在汹涌的水面上也保持稳定。

这些和其他的考虑和优点都源于, 简单紧凑的双凸截面圆形平面形状机身。

本发明的另一个目的是提供一种具有这种特征的飞行器, 该飞行器具有径向延伸的薄板翼面区域或部分, 该区域或部分部分包含主要推进机构或装置, 该薄板翼面仅构成整个翼面的相对小的部分, 但有助于以最小的阻力产生空气动力升力。

本发明的另一个目的是提供一种具有上述特征的飞机, 该飞机采用低沸点燃料, 例如丁烷或丙烷作为燃料和制冷剂。这种燃料比传统的飞机燃料具有大约 15% 的能量价值, 但是密度小得多, (因此需要相当大的油箱空间或容积。本发明的圆形平面形状的双凸面飞机提供了这种必要的燃料储存容积, 并以这样的方式容纳低沸点燃料, 即它有效地冷却蒙皮并有助于保护乘员。低沸点燃料通过蒸发, 甚至只吸收总燃料的三分之一, 大约每小时吸收 100 万个热量单位, 从而使表皮温度在一个相当低的值上达到平衡。因此, 机体或机身的结构和推进燃料的类型及其储存方式相互作用, 有助于冷却蒙皮, 并为低密度燃料提供充足的储存空间。

另一个目的是提供这种具有安全可靠的推进系统的飞机, 其中某些部件的操作故障不会危及飞机或其乘员。包含系统高速转子的负载涡轮机的位置应使这些转子的旋转平面在任何情况下都不会在平移飞行中与客舱或飞行器的重要部分相交。因此, 转子的故障或爆裂不会危及飞行器的乘员。

本发明的另一个目的是提供一种这种飞机, 其中主导管的可变入口和可控出口或喷嘴通常是矩形的, 并且在圆形飞行器的翼展方向上是细长的, 以最好地符合其薄的周边。细长的入口和出口有助于理想的薄中心全箔区域, 并减少尾流损失。主推进导管是圆形翼型或主体的直径, 因此在主体的圆周上有足够的长度用于推进机构, 因此不需要从圆形飞行器的外围延伸或突出冲压入口或喷嘴。

另一个目的是提供一种如上所述的圆形平面形状的飞机, 其特征在于能够承载相当大的内部压力的双凸蒙皮表面, 以及简单而坚固且有效的乘客、货物和燃料分隔。机舱被在上下凸起蒙皮结构之间延伸的圆形壁或舱壁包围, 该舱壁与蒙皮结构一起提供或构成控制箱或隔室, 并且在固定到蒙皮和圆形舱壁的燃料隔室中有周向间隔的径向挡板。这种内部结构, 当然包括小的局部加强肋等。它是在此的坚固和坚硬, 以至于 70° 能够很容易地承受所有空气动力是由此引起的振动力以及所有其他操作载荷和力。

其他目标和特征将变得明显

55

60

65

, 890
1962 年 12 月 4 日获得专利

3

根据本发明典型优选实施例的以下详细描述，将参考附图，其中：

图 1 是本发明飞机的后视图；

图 2 是飞机的平面图，其中一部分被剖开以显示出内部结构；

图 3 是飞行器的前视图；

图 4 是带有虚线的船的边缘或侧视图，示出了处于垂直位置的推进岛，以产生用于上升或下降的垂直推力；

图 5 是基本上沿图 2 中的线 5-5 截取的横向剖视图，以正视图的形式示出了着陆支杆和尖端部分；

图 6 是本发明另一飞机的局部平面图，其中一部分被剖开以显示出其中一个尖端喷嘴；

图 7 是沿图 2 中线 7-7 截取的放大局部垂直剖视图，示出了一个燃料室和一部分燃料供给装置；和

图 8 是沿图 7 中线 8-8 截取的放大局部剖视图。

如图 1 至图 5、图 7 和图 8 所示，本发明的飞行器包括圆形平面形式的机身、机翼或机身 10，下文中通常将其称为机身。如图 2 所示，机身 10 具有周边 11，该周边 11 优选与轴线 12 同心，该轴线 12 可以构成飞机的重心和几何中心。该周边 11 是连续的和不间断的，除了在推进系统的入口和出口处的微小中断，这将在随后描述，如图 1、3、4 和 5 所示，它非常尖锐以具有良好的空气动力学特性。最小化飞船的正面区域。根据本发明，飞机的上表面和下表面或蒙皮 13 和 14 是凸起的，并且优选地是球形凸起的，具有两个类似的相对的球形部分的性质，它们的基部或弦在外围边缘 11 的平面处重合并连接。这些球形凸面或表皮

13 和 14 是平滑和规则的，以在圆周边缘 11（前缘和后缘）本身是尖锐的和空气动力学有效的。如上所述，主体 10 具有径向翼型后部区域，该区域由延伸的相当宽但浅的肋部 15 限定；完全沿直径方向跨过主体 10 的下侧，并且在主体的上侧具有类似的浅肋部 16，该浅肋部 16 从主体的中心附近延伸到其后缘。下肋部 15 的下侧是平的，并且基本上平行于由外围边缘 11 占据的平面，并且以类似的方式，上肋部 16 的表面是平的，并且平行于同一平面。肋部的主要目的是在飞机内为推进系统的元件提供足够的空间，这将在后面描述，尽管肋部构成薄板翼型，有助于为飞机提供空气动力升力。实际上，肋部 15 和 16 不需要很厚，并且可以模制成表皮的轮廓

14 和靠近飞行器中心的 13 个。沿主体 10 的弦向延伸的肋部 15 和 16 的侧面或边缘分别加工成表皮 14 和 13。然而，在部分 15 和 16 沿着飞行器的前后轴线前后延伸的地方，它们构成了用作飞机垂直稳定器的肋。表面或表层 13 和 14、肋部 15 和 16 的表层、以及

，JMijpheral. 34 ge-11-，和 cither 暴露在空气中的部分-
/ˈɪlariə. 比如 faifing^tt^。-qp 巧妙地。由...构成

4 不锈钢或其他材料，在经受多马赫数飞行计划期间产生的高温时，能够保持足够的强度。

如上所述，机身 18 由于其几何构型而固有地能够承受大的应力和载荷，并且本发明提供了一种简单而坚固的内部结构，用于加强机身并承担主要的结构和功能载荷。在平面形状和径向平面上都弯曲的压力舱壁 17 设置在主体 10 中，并且在上下蒙皮 13 和 14 之间延伸并固定到其上。隔板 17 与轴线 12 同心，并且可以基本垂直。大直径推进空气导管 18 径向延伸穿过主体 10，并与圆形隔板 17 相交，以将由此包围的空间分成两个主要乘客和/或货舱 20。导管 18（将在后面结合推进系统进行描述）前后延伸，并与上述部分 15 和 16 同轴。当导管 18 中断隔板 17 并将隔板分成两部分时，有壁 24 与导管相邻并平行，用于连接它们各自的部分圆形隔板部分的端部。根据空气导管 18 的相对直径，主隔间 2 可以互连也可以不互连，主隔间 2 在附图中显示为乘客隔间，设置有多排面向后的座椅 31。实际上，隔间 26 可以由上述壁 24 的部分和隔板 21、22 和 23 限定。舱壁或隔板 21、212 和 23 与壁 24 一起限定了大致矩形的客舱 20。隔板 17 是圆形的，边缘隔间 25、26 和 27 保持为主隔间的前方、后方和外侧。

前舱 25 可构成飞行员和机组人员区域，外侧舱 26 可用于携带行李、邮件、货物等。后隔间 27 可以是洗手间或厕所。刚刚描述的各个隔间可以是相互连接的。上下蒙皮中的入口或舱口 28

13 和 14 通向主隔间 20，并且配备有能够承受相当大的压差的密封舱口或封闭物 3。各种隔板和壁，特别是隔板 17 及其壁部分 24 可以是结构载荷承担元件，这些元件彼此固定并固定到蒙皮 13 上

14 构成坚固的内部组件或结构。

如上面简要提到的，围绕乘客和载货隔间的圆形平面形状的双凸体 1 的区域或区域用作燃料箱或燃料电池，我用 32 表示。燃料箱或燃料电池 32 由外壳 13 和 14、隔板 17 和弦向壁或隔板 34 界定或限定，所述弦向壁或隔板 34 从隔板 17 延伸到邻近并大致平行于主空气导管 18 的周边 ii。我更喜欢给燃料电池 32 提供多个周向间隔的径向设置的内部隔板或隔板 35 和间隔的周向或圆形隔板 36。这些隔板 35 和 36 在蒙皮 13 和 14 之间延伸，并连接到蒙皮上，大大增加了结构的强度和刚度。隔板 35 和 36 被穿孔，分别具有开口 29 和 39（见图 7），使得各个燃料电池 32 的不同区域或区域连通。值得注意的是。电池 32 中的燃料与蒙皮 13 和 14 以及隔板 17 的主要部分保持热吸收或热传递关系，因此用作制冷剂以降低蒙皮的温度并保护乘客舱和货舱 20、25、25 和 27 免受过高的温度。燃料和制冷系统的冷却或制冷作用。下文将对此进行更全面的描述。

55

60

65

70

75

绝缘具有非常低的表观密度和低 k 因子, 因此非常适合这种应用。然而, 如果需要, 可以使用其他合适隔热或绝缘材料。金属箔覆盖层 48 接合或固定在表层 14 的内侧。为了保持相当松散地布置的毯子 48, 我提供金属网、筛网或类似物 51 来延伸跨过毯子 48。将这种类型的绝缘材料暂时或永久浸入电池 32 的燃料和/或燃料蒸汽中不会损害绝缘质量, 尽管当绝缘材料浸入时, 根据

■层间燃料蒸汽的比例。绝缘毯 48 的箔片优选被抛光或光亮, 以在几乎所有条件下最有效地反射辐射能。

根据本发明的更广泛的方面, 可以采用任何合适的或选定类型的起落架或着陆装置。在附图中, 尤其是在图 2 和图 5 中, 我已经示出了多个间隔开的大致垂直的减震支柱 53, 其可从主体 16 的下侧突出。可缩回的支柱 53 可以是油型的, 并且优选地布置成垂直缩回隔板 17 处的相对较小的空间或隔间 54 中, 并且邻近上述隔间的邻接角部。20, 26 和 27。在这方面, 可以观察到, 起落架支柱 53 可以容易地在着陆载荷可以直接传递到飞行器坚固的刚性内部结构的区域锚定或连接到机身 10, 并且由于机身 1G 的圆形构造及其舱壁 17 和其他结构部件的圆形布置, 任何选定或所需数量的支柱 53 可以以实际上任何所需的模式或关系安装。着陆支柱 53 的下端可以装备有轮子、衬垫等。在附图中, 我已经示出了支柱 53 上的垫 55, 其性质使得当支柱缩回时, 它们可以基本上与下蒙皮 14 的表面齐平, 从而提供很小或没有空气动力阻力。

可以设想, 平移飞行通常将处于如此高的高度, 以至于乘客的视觉观察将是次要的, 并且没有必要在乘客舱 26 中设置窗户等。还可以设想, 飞行器的飞行将由遥控自动驾驶装置控制, 从而将飞行人员减少到最低限度。然而, 为了便于飞行员控制着陆、紧急情况下的机动等。飞行员舱 25 中的一个或两个都设有潜望镜 64, 在图 2 中以一般方式示出。....."

图 1 至图 5 所示的飞机推进系统通常可以说包括: 能够进行角度调节或运动以产生垂直升力和平移推进的导管式压缩机 65、用于驱动压缩机 65 并产生推进和定向推力的上、下载荷涡轮动力装置 66 和 67、用于导管式压缩机 65 和冲压喷射装置 70 的可变冲压或进气口 71, 用于导管、压缩机和冲压喷射装置的可变面积和定向出口或推进喷嘴 72, 以及与这些主要推进元件相关的各种其他部件和机构。

导管式压缩机 65 优选位于圆形平面状机身或主体 10 的几何中心处或附近, 并且可枢转地安装成可绕翼展方向且优选直径方向的轴线移动, 从而在飞行器的垂直上升和下降期间转向垂直或大致垂直的位置, 并且在飞行器的平移飞行期间被带到与上述前部和后部导管 18 同轴的位置。主空气导管 18 沿直径方向延伸。通过。j'ci/Sijar 阀体 19, 如

如上所述, 并且在其前端设有可变面积入口 71, 在其后端设有可变面积定向喷嘴 72。导管 18 的主要部分最好是圆柱形的, 尽管其端部是水平细长的, 这将结合入口 71 和出口或喷嘴 72 更全面地描述。空气框架或主体 16 具有与导管 18 相交的中心垂直开口 73, 推进压缩机 65 容纳或承载在结构 74 中, 我将该结构称为“岛”该岛 74 轴颈支撑在垂直开口 73 处, 可绕水平翼展轴在其中移动或转动。岛 74 可以是大致矩形的结构, 以适当的间隙配合在隔间 20 的壁 24 之间, 并且具有上壁和下壁, 当岛处于水平位置时, 上壁和下壁大致与主体 13 的肋部 15 和 16 的上侧和下侧齐平。岛状物 74 是管状的或者设置有贯穿导管 79, 以在岛状物处于大致水平位置时与推进导管 18 对齐, 并且实际上形成推进导管 18 的一部分。

岛状物 74 被支撑在管状耳轴 82 上, 用于围绕展向轴线的角运动, 管状耳轴 82 从岛状物的相对侧突出, 并且轴颈支撑在壁 24 上。出于稍后描述的原因, 耳轴 82 是管状的。管道压缩机 65 是超音速级的, 因为所携带的空气相对于叶片的相对速度是相关的, 并且携带一排超音速叶片 S3。超音速压缩机 65 邻近岛 74 的角运动轴线和机身或机身 10 的几何中心, 并稍微向前。

为了便于更好地理解本发明, 给出了典型装置或实施例的以下数据, 其中假设机身或机身 10 为 50 英尺。直径, 假设该船的总装载重量约为 55, 000 磅。在这种情况下, 管道压缩机 65 的直径将为 6 英尺。压缩转子的转速不会超过 3700 转/分, 这相当于相对保守的 1200 英尺/秒的最高转速, 排除了转子爆裂的可能性。管道压缩机 65 的压缩比为 1.89 比 1, 通过管道的空气总重量流量为每秒 770 磅。应该理解的是, 这些附图仅仅是说明性的, 当然, 在不同的应用和飞行器中会有所不同。

负载涡轮动力装置 66 和 67 用于辅助驱动或旋转管道压缩机 65, 并且它们自身产生推进气流或射流。动力装置 66 和 67 设置或布置在垂直轴上, 该垂直轴在飞行器的几何中心 12 处或附近与管道压缩机的旋转轴相交。动力装置 66 和 67 由岛 74 承载, 并分别布置在岛 74 的上侧和下侧, 假设岛处于贯穿附图所示的实线位置。动力装置 66 和 67 由管道压缩机 65 增压, 并用于通过如我的申请序列号 332, 957 中所述的传动装置驱动压缩机, 该申请描述并要求保护飞机的推进系统或装置, 包括岛 74、由岛承载的推进装置、用于在图 4 和 5 的实线和虚线位置之间移动岛的装置、燃料供应和燃烧器装置以及整个推进系统的其他元件。

在我的申请序列号 332, 957 中充分描述的顶端或外侧动力装置 68 和 69 被提供来辅助驱动导管式压缩机 65, 以产生推进射流, 并且它们是可控的, 以提供或辅助转向或

55

60

65

70

75

动机负载动力装置 68 和 69 定位在圆形平面形状的机身或主 向前和翼展向张开，同时减小其垂直尺寸以终止于矩形体 10 的外围上，位于公共直径轴上，该公共直径轴在主体 前开口 197，参见图 2 和 3。开口 197 位于主体 10 的周 10 的几何中心 12 处或附近与管道压缩机 65 的旋转轴线和管边 11 下方的下肋部 15 中，并且在其前端具有大致直的道 18 和 79 的纵向轴线相交。在所示的飞机中，机身 10 的周水平和垂直边缘。应该注意的是，开口 97 的细长入口通边是尖的或薄的，我在机身的外侧边缘或“尖端”提供流线常与主体 1’ 0 的薄前边缘或周边一致，以保持飞行器的型的扩大部分或吊舱 124，以容纳动力装置 68 和 69 以及它 前部区域最小。压头入口 71 具有可变的面积，具有可变们的辅助装置和控制装置。这些吊舱 124 可以被设计或成形 体积或可变横截面的岛 202。根据排出空气和气体射流为减少飞行器边缘或顶端的涡流损失。

像内侧负载动力装置 66 和 67 一样，外侧或尖端涡轮动力 的流动条件，在主管道 18 后端的主推进射流喷嘴 72 自装置 68 和 69 由管道压缩机 65 增压，从压缩机接收压缩空气，方向特征以获得俯仰配平，并可作为空气制动器操作以并在它到达它们各自的燃烧区之前进一步压缩它。径向向外在某些条件下降低飞行速度。可变面积入口 71 和可变推延伸穿过隔壁 20 和 21 以及燃料电池 32 的大容量隧道或管道进喷嘴 72 在我的共同未决申请序列号 332，957 中有更 139 将压缩空气从压缩机引导至外侧动力装置 68 和 69。动力全面的描述，如上所述。

装置 68 和 69 被携带用于围绕翼展方向或直径轴线的角 图 6 示出了本发明的另一种飞机，其特征在于涡轮螺 动，该轴线在主体的几何中心 12 处与主体 10 的前后轴线相 旋桨动力装置 490 用作主要推进装置。在该飞机中，机 交。顶端或外侧涡轮负载动力装置 68 和 69 通过向外延伸穿身 19、导管 18、冲压入口 71、推进喷嘴 72 和各种其他 过管 130 的轴(未示出)与管道压缩机驱动连接，并通过传动 部件可以与本发明的上述实施例中的相同。中央岛。474 装置与压缩机驱动连接。

负载涡轮动力装置 66、67、68 和 49 以这样的方式布置和力装置 400。岛状物 474 被布置成在主体 10 的展向轴线 定位，使得它们中的任何一个在飞行期间的爆炸或爆裂都不上转动或枢转，并且用于枢转支撑岛状物的耳轴或装置 会危及乘员或飞行器的任何关键部分，动力装置 66 和 67 的 也用于将压缩空气从动力装置供应到侧向导管 430，侧 转子被布置成在与机身本身平行并在机身上方和下方隔 开向导管 430 将空气向外运送到定向喷嘴 429。这些喷嘴 且远离乘客舱和燃料电池 32 的平面内旋转，外侧负载动力 420 可在主体 10 周边的弯曲槽 401 中移动，由可逆电动 装置 68 和 69 的转子被布置成在远离并平行于所占用的舱的 机 44 通过与喷嘴相关联的合适的齿条和小齿轮装置 437 侧壁 24 且在燃料电池 32 和机身外围外侧的平面内旋转。 作用而旋转或枢转。动力装置 400 可以是我在 1951 年 8

如上所述，承载导管式压缩机 65 的岛 74 可绕机身或机身月 7 日发布的早期专利 2，563，270 和 1951 年 11 月 20 1 的翼展方向轴线在两个位置之间枢转运动，一个位置是 当日发布的 2，575，682 中公开的类型。动力装置 400 在 其空气导管 79 与机身 10 的主空气导管 18 对齐并对准时，用 管状岛 474 中具有螺旋桨或压缩机装置 414，并且是用于 于平移飞行，另一个位置是岛导管 79 垂直于或基本上垂直于驱动压缩机装置并通过导管 18 向后排放推进射流的 于导管 18，用于大致垂直的起飞和着陆。

本说明书主要不涉及推进系统的细节，例如用于移动 岛系统中的空气，以对涡轮发动机增压，并增加通过管道 74 的装置、用于动力装置 66、67、68 和 69 的控制和燃料系 18 和喷嘴 72 排出的空气的压力。由压缩机 414 增压或进 统、用于从压缩机 65 向下游引入燃料的燃料喷射器或燃烧 一步压缩的导管 18 中的冲压空气也被引导至位于主体 器装置、用于控制或引导来自动力装置 68 和 69 的喷射流的 10 外围的定向推进喷嘴 420。对于飞机的垂直上升和下 装置以及类似特征，因为推进系统的这些和其他元件在我的 降，岛状物 4’ 74 被摆动到垂直位置，在该位置它向下 共同未决申请序列号 332，957 中有充分描述。然而，可以 以排放推进射流，并且外侧喷嘴 420 同样被转向面向下， 注意到，燃料或燃料蒸汽通过管道 373 从燃料电池的上部被 以产生向上或提升推力。用于翻译。飞行岛 474 被带到 引导，以供推进系统消耗。这些由阀 374 控制的管道 373 沿 水平或正常位置，在该位置，其推进射流通过主推进导 着乘客车厢 2 的壁延伸，使得燃料蒸汽有助于车厢的制冷。管向后流动，并且外侧喷嘴 420 也转向面向后，以提供 其他管道 185 从燃料电池的下部通向推进系统或推进部件。 额外的向前推力，尽管这些喷嘴可以同时和/或不同地调 主推进空气导管 18 的入口 71 具有超音速可变冲压入口的 节或控制，以帮助飞机的方向控制。

性质。这个。导管 18 的入口端部分在导管 75 的翼展方向上 据信，从前面的描述中，本发明的飞行器的操作和特征 将被拉长

征将变得明显。可以看出，圆形平面双凸飞机机身 10 是一种刚 性的，坚固的结构，特别能抵抗弯曲和扭转载荷。主体 10 是圆 形的，允许在其提升表面上基本均匀的重量分布和着陆力的良 好分布。在圆形 uct 75 前缘-后缘 11 处连接的球形凸上表面和下 表面 1.3 和 14 在结构上特别有效

55

60

65

70

承载内部载荷的效率、机舱空气压力和圆形主体 10 允许有用载荷和燃料载荷以与结构重心和几何中心同心或平衡的关系布置。因为飞机没有机翼和尾翼等。并且由于其具有简单规则的构造，使得其许多部件在尺寸和形状上可以相似或相同，所以机身 10 和整个飞机的制造和维护成本低廉。这种飞机在空气动力学上是有效的，具有极好的升力系数比，并且由于它具有基本上连续的不间断的外缘 11 和平滑的外形，它提供了最小的表面摩擦阻力。沿直径方向前后延伸的部分 15 和 16 提供了一个用作垂直稳定器的肋，并限定了一个包含飞机主要推进元件的区域。这种直径方向的前后薄板翼型区域具有辅助产生最小阻力的空气动力升力的附加功能。可以观察到，推进系统的元件被布置或定位成使得它们的高速旋转构件在操作故障的情况下不会危及飞机或其乘员。如上所述，圆形平面型飞机的内部隔间提供了有效的受保护的客舱以及大量的货物和燃料电池或空间。圆形隔板 17 与外部隔室或燃料隔室的间隔开的径向分隔件或挡板一起固定在一起，并固定在上蒙皮 13 和下蒙皮 14 上，以构成坚固的刚性机身。

已经仅描述了本发明的典型形式，我不希望局限于这里阐述的具体细节，而是希望保留对本领域技术人员来说可能出现的并且落入以下权利要求的范围内的任何变化或修改。

我声称:

1. 在飞机上:一种圆形平面形状的飞机机身，具有凸球形上侧和下侧，并包括基本上沿直径方向并平行于水平飞行方向的前部和后部相对平坦的翼型部分。
2. 在飞机上:圆形平面形状的飞机机身，包括凸球形上蒙皮、下蒙皮，机身具有基本上沿直径方向并平行于水平飞行方向延伸的前部和后部导管，以及导管中用于推进飞机的推进装置。
3. 在飞机上:圆形平面形状的飞行器主体，包括凸球形上蒙皮、下蒙皮，该主体具有基本上沿直径方向并平行于水平飞行方向延伸的前部和后部推进喷射导管，导管中的推进装置，以及由导管外部的主体承载的用于驱动推进的装置

意味着。

- 4.在飞机上:包括凸形鞋帮的大致圆形平面形状的飞行器机身。蒙皮、下蒙皮和连接蒙皮的大致圆形边缘、主体中的燃料消耗推进装置、主体中与所述边缘大致同心并与其间隔开的圆形隔板装置，隔板装置在上蒙皮和下蒙皮之间延伸，并与蒙皮一起限定用于容纳推进装置的燃料的单元，所述单元位于隔板装置的外侧，并且在圆形隔板内具有负载隔室

意味

- 5.在飞机上:飞机机身基本圆形的平面形状，包括凸起的上蒙皮、下蒙皮和连接蒙皮的基本圆形的边缘，主体中的燃料消耗推进装置，主体中的圆形隔板装置

主体，与所述边缘基本上同心，并间隔开；3ths " pulkh e _ ad。装置-在

上蒙皮和下蒙皮以及与蒙皮一起限定了用于容纳推进装置的燃料的单元，所述单元位于舱壁装置的外侧，以及由两个蒙皮和圆形舱壁装置的内侧限定的负载舱装置。

6. 在具有消耗燃料的推进装置的飞机中，指以下各项的组合:承载推进装置的大致圆形平面形状的飞行器机身，包括凸形大致球形的上蒙皮、下蒙皮和连接蒙皮的大致圆形边缘，机身中的圆形隔板装置与所述边缘大致同心并与其隔开，隔板装置在上蒙皮和下蒙皮之间延伸，并与蒙皮一起限定

j g .电池，用于容纳推进装置的燃料，以及电池中间隔开的加强隔板，该隔板基本上与所述边缘同心，并连接上蒙皮和下蒙皮。

7. 在具有消耗燃料的推进装置的飞机中，2q 是指下列各项的组合:承载推进装置并包括上蒙皮和下蒙皮的大致圆形平面形状的飞行器机身，以及连接蒙皮的大致圆形边缘，机身中的圆形隔板装置与所述边缘大致同心并与其隔开，大头装置延伸在上蒙皮和下蒙皮之间并在一起

蒙皮限定了用于容纳推进装置的燃料的单元，所述单元位于舱壁装置的外侧，并且单元中周向间隔开的散装 g0 头部相对于所述边缘的曲率轴线基本上径向延伸，并且固定到上蒙皮和下蒙皮以加强主体。

8. 在具有消耗燃料的推进装置的飞机中，指以下各项的组合:substan 的飞机机身....带有推进装置的圆形平面图。j 并包括上表皮和下表皮，以及基本上

连接蒙皮的圆形边缘，主体中的圆形隔板装置基本上与所述边缘同心并与其隔开。隔板是指在上蒙皮和下蒙皮之间延伸，并且与蒙皮一起限定用于容纳燃料的单元

推进装置，所述单元位于舱壁装置的外侧，单元中间隔开的舱壁弯曲，基本上与所述边缘的曲率轴线同心，并且单元中间隔开的舱壁相对于所述轴线径向延伸，第一和第二提及的舱壁固定到蒙皮上以加强主体。

9. 在有推进装置的飞机上；圆形平面形状的飞机机身，通常具有凸形

50 个球形上侧和下侧，主体包括径向部分，该径向部分向前方和后方延伸，并具有大致平坦的上外表面和下外表面，以构成平坦的翼型，所述径向部分包含所述推进装置。

- 55 10. 在飞机上；圆形飞机机身

形成并具有凸球形上侧和下侧，主体包括向前和向后延伸的部分，该部分具有大致平坦的上外表面和下外表面以构成平坦的翼型，以及从主体的前端延伸穿过所述部分到后端的推进空气导管系统。

11. 在飞机上，有产生推进气流的推进装置；圆形平面形状并具有凸球形上侧和下侧的飞机机身，

65 主体包括:直径部分，该直径部分向前和向后延伸，并具有大致平坦的上和下外表面，以构成平坦的翼型；空气导管，该空气导管从主体的前端延伸穿过所述部分至后端，以承载所述推进气流；以及推进喷嘴，该推进喷嘴位于导管的末端，用于将气流作为推进射流排出。

12. 在飞机上；圆形平面形状并具有凸球形上侧和下侧的飞行器主体，该主体包括向前和向后延伸的直径部分

并且呈现大致平坦的上部和下部外部表面

面构成一个平的机翼，一个从机身前端到后端穿过所述部分的空气导管，一个在导管前端的水平伸长的燃料入口，一个用于将空气流向后推进通过导管的装置，以及一个在导管后端的水平伸长的推进排放喷嘴。

13. 在飞机上:具有凸形上侧和下侧的圆形平面形状 of 飞机机身、从机身前缘到后缘前后延伸穿过机身的导管、位于导管前端的可变面积的冲压进气口、位于导管后端的可变面积的推进喷嘴、以及导管中的推进装置，该推进装置可操作以进一步压缩流过导管的冲压压缩空气。

14. 在飞机上:圆形平面形状 of 飞机机身 15, 其具有凸起的上侧、下侧、从机身前缘到后缘前后延伸穿过机身的导管、位于导管前端的可变面积冲压进气口、位于导管后端的可变面积推进喷嘴、以及位于导管中用于向流经导管的冲压压缩空气增加推进能量的动力装置。

15. 在飞机上:一种圆形平面形状 of 飞机机身，具有凸形的上侧、下侧和从机身前缘到后缘前后延伸 25° 的直通导管，在其后端具有可变面积的推进喷嘴。

16. 在飞机上:一种圆形平面形状 of 飞机机身，具有凸形上侧、下侧、从机身前缘到后缘前后延伸穿过机身的导管、位于导管前端的可变面积冲压入口、位于导管后端的可变面积推进喷嘴、可在导管中操作以进一步压缩流过其中的冲压压缩空气的压缩机装置、以及位于机身上与导管外侧隔开的涡轮喷气发动机，用于驱动压缩机装置。

17. 在飞机上:一种圆形平面形状 of 飞行器机身，具有凸形上侧、下侧、从机身前缘到后缘前后延伸穿过机身的导管、位于导管前端的可变压头入口、可在导管中操作以进一步压缩流过其中的冲压压缩空气的压缩机装置、以及位于导管上方和下方的机身上用于驱动压缩机装置的涡轮喷气动力装置。

18. 在飞机上:具有上侧和下侧的圆形平面形状 of 飞行器机身、从机身前缘到后缘前后延伸穿过机身的导管、位于导管前端的可变面积冲压入口、位于导管后端的可变面积推进喷嘴、可在导管中操作以进一步压缩流过其中的冲压压缩空气的装置、以及位于圆形机身外侧边缘用于驱动所述装置的发动机。

19. 在飞机上:具有凸起的上下蒙皮的圆形平面形状 of 飞行器机身，通过机身中部区域前后延伸的推进空气导管，在其前端具有冲压入口，在其后端具有推进喷嘴，机身中的圆形隔板在蒙皮之间延伸并与蒙皮连接以加强机身，隔限定外壁在中央区域的乘客舱中，在车身的外围和隔板之间有存储舱。本专利文件中引用的参考文献

美国专利

1,585,281	Craddock	May 18,	1926
1,957,896	Marguglio	May 8,	1934
2,377,835	Weygers	June 5,	1945
2,384,893	Crook	Sept. 18,	1945
2,397,184	Klose	Mar. 26,	1948

20. 一种飞机，包括基本为圆形平面形状并具有上侧和下侧的机身、围绕机身中心垂直轴线弯曲并在其上侧和下侧之间延伸的机身中的隔板装置、隔板装置内的乘客舱和有效载荷舱、穿过机身前后延伸的推进冲压空气导管，该推进冲压空气导管在其前端具有冲压入口，在其后端具有推进喷嘴，可在导管中操作的相对低速的推进装置，以及在导管上方和下方间隔开的主体中的动力装置，用于驱动推进装置，所述动力装置位于所述隔间的平面上方和下方间隔开的平面中。

21. 在飞机上:具有上下蒙皮的圆形平面形状 of 飞行器机身，通过机身中部区域前后延伸的推进空气导管，该推进空气导管在其前端具有冲压入口，在其后端具有推进喷嘴，以及在机身中的圆形隔板，该隔板在蒙皮之间延伸并与蒙皮连接以加强机身，该隔限定中央区域乘客舱的外壁，在主体的外围和隔板之间有存储室，隔板在垂直截面上是弓形的，并且布置成其凸面朝向圆形主体的外围。

22. 在飞机上:具有凸形上表面和下表面的大致圆形平面形状 of 飞行器机身，机身中的隔板装置，其在机身的主要外围区域中限定了用于容纳低沸点燃料的大容量存储室，并且还 在机身的中心区域中限定了乘客室，该乘客室被存储室包围，以防止由储存的燃料引起的空气动力学引起的高温，以及用于推进消耗所述燃料的飞行器的推进系统。

2,563,270	Price	Aug. 7, 1951
2,567,392	Naught	Sept. 11, 1951
2,575,682	Price	Nov. 20, 1951
2,619,302	Loedding	Nov. 25, 1952
2,718,364	Crabtree	Sept. 20, 1955
2,726,671	Zand et al	Dec. 13, 1955
2,730,311	Doak	Jan. 10, 1956
2,772,057	Fischer	Nov. 27, 1956
2,807,428	Wibault	Sept. 24, 1957

FOREIGN PATENTS

1,047,657	France	Apr. 19, 1950
547, 021	意大利	1956 年 8 月 6 日
50, 033	法国	1939 年 8 月 1 日
		(增加到 799, 655)

其他参考文献

西方航空杂志，1956 年 9 月，第 9 页和第 10 页。

禁止转载

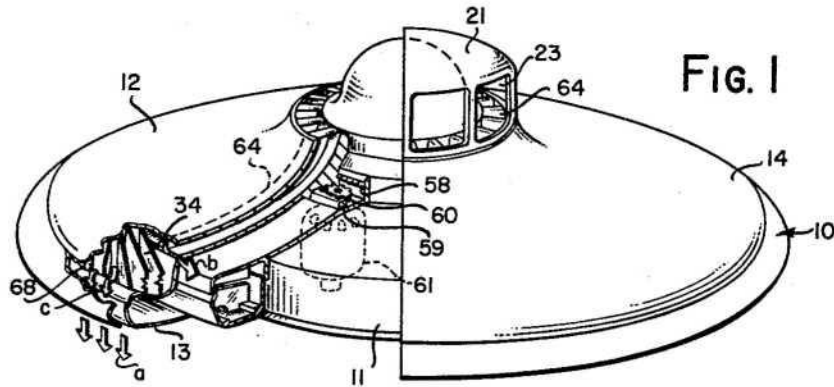


FIG. 1

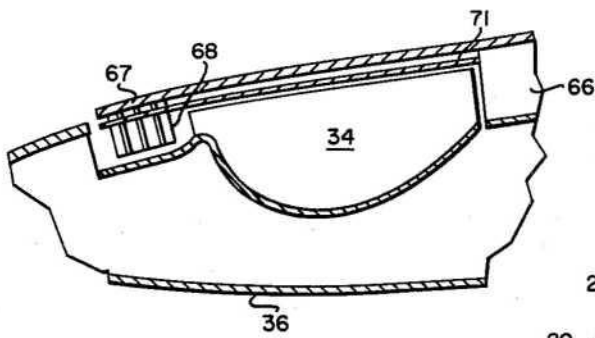


FIG. 3

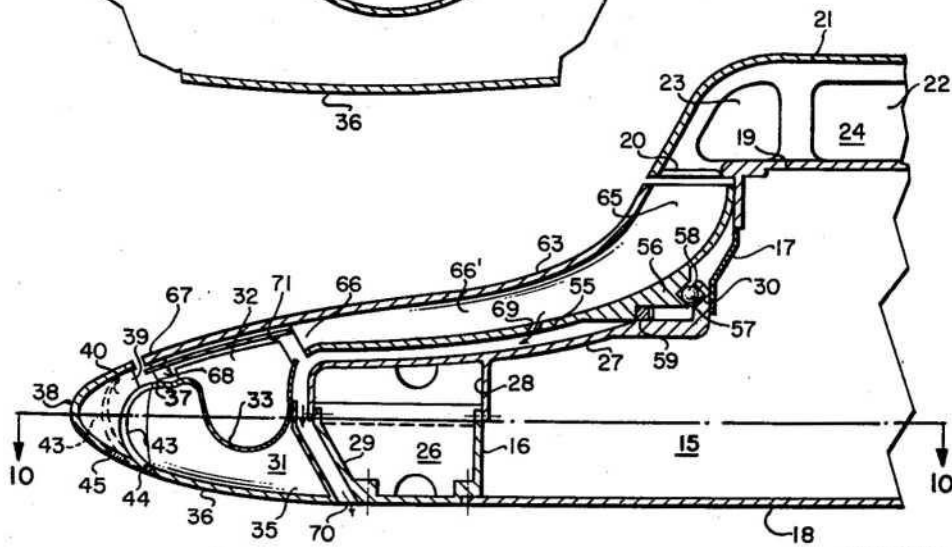
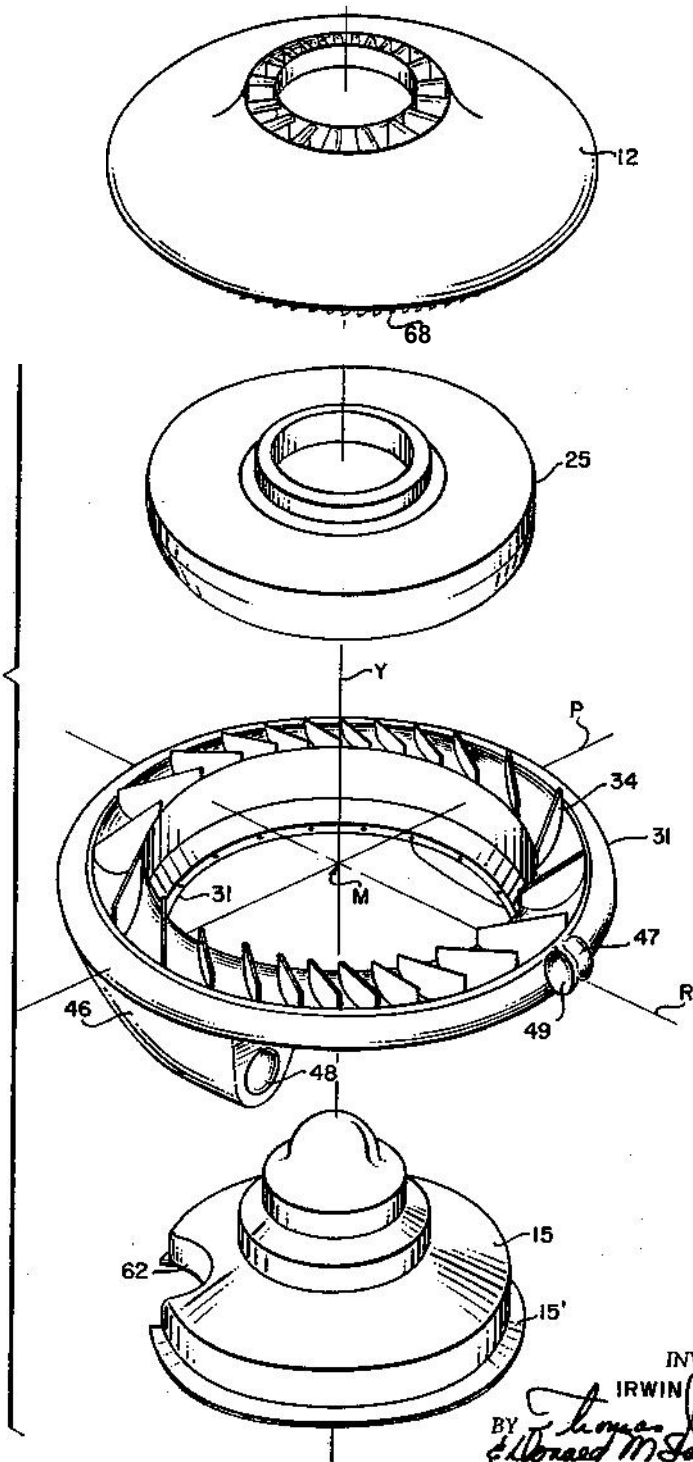


FIG. 2

INVENTOR.
IRWIN R. BARR
BY *Thomas J. Golden*
Donald M. Gaudier
ATTORNEYS

禁止转载

FIG. 4



INVENTOR
IRWIN R. BARR
BY *Thomas J. Golden*
Donald M. Sandler
律师

禁止转载

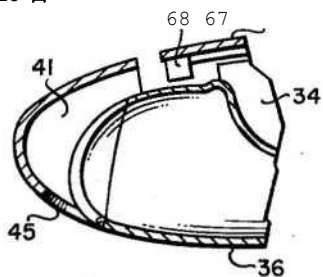


FIG. 5

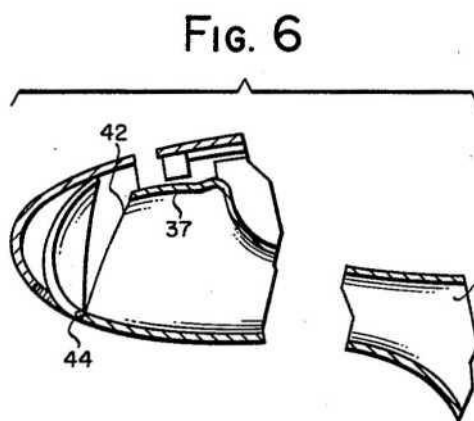


FIG. 6

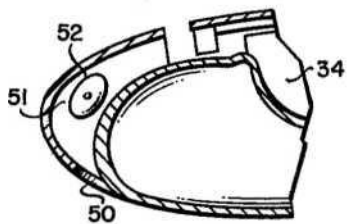


FIG. 7

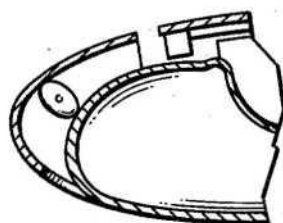


FIG. 8

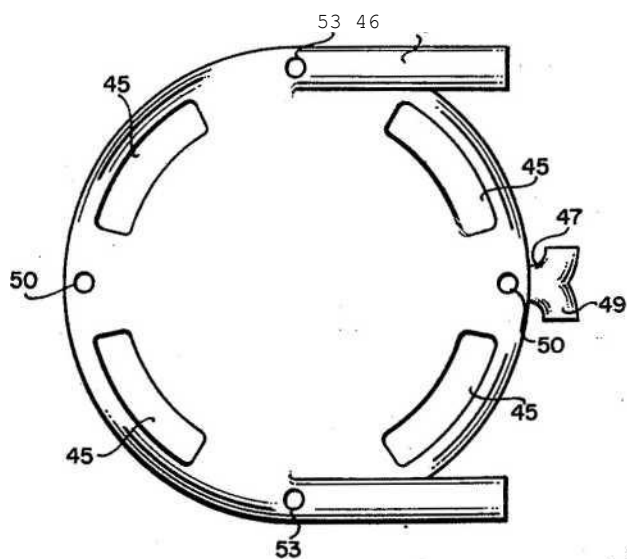


FIG. 9

INVENTOR.
IRWIN R. BARR
BY *Thomas J. Holden*
& *Donald M. Sandler*
律师

本发明总体上涉及飞行器，更具体地说，涉及能够起飞和降落、悬停、高速飞行以及在方位方向上快速转弯和机动的飞行器。

本发明的主要目的是提供一种所述类型的飞行器，其中在保持总重量以增加有效载荷能力的同时减少空重不会导致飞行器的气动性能降低。

本发明的另一个目的是提供一种上述类型的飞行器，其中陀螺耦合器可以用于在悬停期间增加稳定性，而不需要增加飞行器的空载重量。

本发明的另一个目的是提供一种上述类型的飞行器，该飞行器在其飞行的所有阶段都具有增加的稳定性和机动性。

作为实现其目的的本发明的特征，动力装置的结构的一部分形成机身的空气动力升力方面的一部分。换句话说，动力装置的一部分对于动力装置和机体来说是共同的。通过动力装置与机翼的新型集成，机翼的整个上部(通常是机身的一部分)被取消，由动力装置的一部分代替。由于被替换的机翼的重量被消除，在保持相同的总重量的同时，机身重量显著减轻。因此，飞行器的有效载荷可以通过消除机翼的重量来增加。然而，飞行器呈现出与周围空气基本相同的外观，使得空气动力学性能不会降低。事实上，这种性能明显提高。

作为本发明的另一个特征，动力装置与机身的结合使得动力装置的旋转部件具有足够的角动量，以产生陀螺耦合，该陀螺耦合对飞行器施加固有的稳定影响，特别是在悬停时。在这种结构中，作用在飞行器上的力矩或力是根据由大气扰动等引起的发明，导致机器与其平衡位置的微小偏差比传统飞行器的情况下增加的偏差小。因此，悬停固有的稳定性只能通过利用动力装置的角动量来实现。

因此，本发明的更重要的特征已经被相当广泛地概述，以便可以更好地理解随后的详细描述，并且可以更好地理解对本领域的贡献。当然，在下文中将描述本发明的附加特征，这些特征也将形成所附权利要求的主题。本领域技术人员将理解，可以容易地利用本公开所基于的概念。作为设计用于实现本发明几个目的的其他装置的基础。

图 1 是根据本发明制造的飞行器的剖视图。

图 2 是飞行器的剖视图，显示了各种内部细节。

图 3 是垂直于火焰稳定器的燃烧室视图。

图 4 是各种主要 up^ffie 飞行器的分解图。/

图 5 和 6 是在飞行器外围截取的剖视图，示出了用于分配推力的叶片的操作。

图 7 和图 8 是在飞行器周边截取的剖视图，示出了用于控制俯仰和滚转的阀的操作。

图 9 是飞行器底部的视图。

现在更具体地参考附图，体现本发明的飞行器 10 在图 1 中显示为 10 定子 11 和安装在所述定子顶部用于绕中心轴线 Y 旋转的转子 12

定子 11 和转子 12 构成本体 10，本体 10 的质心 M 优选位于转子 12 在轴线 Y 上的质心下方。质心 M 形成本体 10 的偏航轴线 Y、侧倾轴线 R 和俯仰轴线 P 的 origin，如图 4 所示。

如图 1 所示，主体 10 基本上是圆盘形的，并构成了具有下空气动力学表面 13 和上空气动力学表面 14 的飞行翼型。在飞行中，偏航 20 的 Y 轴通常基本上是垂直的，因此代表物体 10 重量并穿过质心 M 的矢量与偏航轴对齐。基本上，机身 10 是一个径向流喷气发动机，它具有在悬停时向下引导喷气以提升的装置，在高速飞行时向后引导，在低速飞行时向后和向下结合。

定子 11 包括有效载荷壳体 15，壳体 15 通常为圆柱形，其下部 16 的直径明显大于上部 17。外壳 15 的底部 18 形成下空气动力学表面 13 的一部分。环 19 连接到壳体 15 的顶部，环 19 具有围绕其周边间隔开并延伸到壳体 15 之外的开口 20。进气口 21 连接到环 19 以形成进气增压室 22。进气口 21 具有多个开口 23。在进气道 21 的后部，设置有进气门 24，进气门 24 可以选择性地打开或关闭，以控制发电厂可用的空气量。

油箱 25 安装在壳体 15 上。燃料箱 25 具有安装在壳体 15 的部分 16 附近的 40° 环形燃料电池 26，以及在壳体 15 上延伸并与部分 17 接触的腹板 27。燃料电池 26 可以制成两部分:与腹板 27 成一体的上部 28 和连接到部分 28 和外壳 15 的底部 18 的下部 29。在燃料电池 26 中也以本领域技术人员公知的方式和目的提供了其中具有开口的缓冲挡板在腹板 27 与部分 17 接合的部分上，是内座圈 39，其形成用于转子 12 的主轴承，这将在下面描述。

推进环 31 位于容器 26 的外围部分。环 31 是环形的，并且由燃烧室 32 组成，燃烧室 32 由围绕容器 26 延伸的基本半圆形的壁 33 限定。如图 4 所示，-燃烧室 32 在顶部 55 处打开，并由火焰稳定器分隔成隔间

34。保持器 34 不是径向放置在腔室 32 中，而是相对于径向倾斜，其目的将在下文中描述。此外，支架 34 在壁 33 的顶部边缘上方向上延伸。在壁 33 下面是一个推力增压室，由结构隔板 35’ 分成四个隔间 35。隔间 35 由下部增压室壁 36 和弯曲侧壁 37 限定。凸缘 31’ 用于帮助将环 31 连接到燃料箱 25 上。环 31 的外围边缘由与壁连接的弯曲壁 38 形成

36.壁 38 与壁 37 间隔开，从而在其间形成环形开口 39。该开口的尺寸与火焰稳定器 34 延伸超出壁 33 边缘的距离基本相同。合适的挡板 49 将壁 37、38 之间的空间分成四个围绕主体 19 的圆周以四边形间隔开的提升喷嘴室 41。开口 42 形成在

壁 37 将室 35 与室 41 连接起来。控制叶片 43 枢转地安装在壁 37 上的 44 处，关闭开口 42，但是可通过合适的连杆以传统方式操作，以选择性地移动到图 2 中虚线所示的位置，其中环形开口 39 直接连接到腔室 35。喷嘴 45 在喷嘴室 41 的下部，喷嘴室 41 与大气相连，使得废气如图 1 中箭头 a 所示流动。控制叶片 43 的适当操纵允许进入环形开口 39 的流体以任何比例在喷嘴 45 和室 35 之间分配。

到目前为止所描述的腔室 31 的结构是关于主体 10 的偏转轴线 Y 对称的。为了赋予滚转轴线 R 和俯仰轴线 P 以意义，两个水平推力导管 46 被放置在腔室 31 的俯仰轴线上，这两个水平推力导管 46 彼此分开 180 度；偏航导管 47 位于环 31 的滚动轴线上。每个管道 46 通过导管 46' 连接到两个腔室 35，并具有喷嘴 48 以产生垂直于俯仰和偏航轴线平面的推力。喷嘴 48 可以是具有用于推力控制的可变喉部的类型。双向喷嘴 49 连接到导管 47 以产生与环 31 相切并垂直于滚转和偏航轴线平面的单独可控推力，用于控制方位航向。喷嘴 49 同样可以具有用于推力控制的可变喉部。此外，两个俯仰喷嘴 50 间隔 180° 安装在俯仰轴上。这些喷嘴连接到俯仰喷射室 51，俯仰喷射室 51 通过挡板 40 与提升喷嘴室 41 隔开。腔室 51 比腔室 41 小得多，因此出于控制目的，只有一小部分流体从环形开口 39 进入。这种流量由蝶阀 52 控制。此外，两个辊喷嘴 53 间隔 180° 安装在辊轴上。这些喷嘴连接到通过挡板 40 与提升喷嘴室 41 隔开的辊式喷射室 54。通过腔室 54 的流量同样由蝶阀控制。因此，环 31 被分成四个增压室 35、四个提升喷嘴室 41 和四个控制室 51、54。主体 10 左侧的两个增压室供给左侧水平排气喷嘴 48，主体 10 右侧的两个增压室供给右侧水平排气喷嘴 48。两个后部增压室通过开口 47' 连接到导管 47，以供双向喷嘴 49。主体 10 的左侧有两个提升喷嘴室，右侧有两个，每个都连接到提升喷嘴 45。控制室位于俯仰轴的左侧和右侧，在滚转轴上位于机身的前部和后部。

现在参考转子 12，图 2 示出了转子具有大致平坦的内表面 55，该内表面 55 从环 19 中的开口 20 向下延伸到邻近燃烧室 32 的壁 33 的位置。表面 55 具有形成轴承的加厚部分 56；滚珠 58 接合在滚道 57 中。邻近部分 56 是内部环形齿轮 59。齿轮 59 与发电机 61 上的小齿轮 60 啮合，发电机 61 可连接在壳体 15 的凹槽 62 中，并形成发电机 61 的连接。转子 12 还具有通过压缩机叶片 64 连接到内表面 55 的大致平坦的外表面 63。表面 63 从环 19 的周边向下扫过组合室 31 的环形开口 39，并形成主体 1 的上部空气动力学提升表面。叶片 64 从环形入口 65 几乎延伸到环形出口 66，形成压缩机 66'。在出口 66 之外，火焰稳定器 34 几乎延伸到外表面 63 的内部，其终止于外围部分 67。涡轮叶片 68 附接到部分 67，并延伸到环形开口 39 和挡板 34 之间的空间中。因此，表面 63 在结构上使涡轮机与压缩机相互连接。表面之间的冷却空气

冷却空气在 70 处排出，用于将燃料电池 26 与燃烧室 32 隔离。为了降低燃烧室 32 正上方的转子表面 63 的表面温度，离开压缩机 66' 出口 66 的一部分压缩空气通过中空部分 71 排出。

从上面的描述可以看出，机身 10 具有四个主要部件，这些部件被布置成形成一个光盘形状的飞行器。这些部件是进气口 21、转子或压缩机-涡轮机组件 12、推进环 31、燃料箱 25 和有效载荷舱 15。因此，机身 10 是一个机体，动力装置集成在其中。转子或压缩机-涡轮机组件 12 的表面 63 形成主体 10 的上表面的一部分，并作为机翼或提升元件的一部分。在操作中，空气通过进气口 21 中的开口 23 被吸入船上。在机身 10 的后部提供门 24 允许在起飞、爬升和悬停飞行时提供最大量的空气。在高速飞行中，后门 24 关闭以利用进气室 22 中空气的冲压效应。进气挡板可以设置在腔室 22 中，以帮助进气正确分配到压缩机。

转子 12 的部分 66 形成径流式压缩机。进入环 19 中的开口 20 的环境空气穿过压缩机的入口 65，并受到叶片 64 的作用，使得离开出口扩散段 66 的空气处于较高的压力。主流从扩散器部分 66 通过燃烧室 32，在那里来自电池 26 的燃料被添加和燃烧。火焰稳定器 34 不仅用于固定火焰，而且定位成使得在压缩机 66' 的设计运行速度下，进入燃烧室 32 的空气如箭头 b 所示与火焰稳定器相切地流动。因此，在该区域不需要矫正叶片。燃烧室 32 中产生的热气如箭头 c 所示穿过涡轮叶片 68。涡轮从气体中提取的功通过互连表面 63 用于驱动压缩机。离开叶片 68 的废气中剩余的能量用于产生喷射推力。离开叶片 68 后，废气进入环 31 中的环形开口 39，该开口位于与俯仰轴和滚转轴限定的平面基本平行的平面内。通过涡轮叶片的适当设计，气体离开叶片的角度在工作点大致为 90°。因此，代表这些气体的矢量与偏航轴的径向法线对齐。进入环形开口 39 的大多数气体由壁 37、38 引导进入喷嘴室 41。矫正和转向叶片可用于辅助。控制废气流动的方向。控制叶片 43 使喷嘴 45 和增压室 35 之间的气体成比例。通过喷嘴 45 膨胀的部分产生平行于偏航轴线的推力。被控制叶片 43 分流到增压室 35 中的气体部分在水平喷嘴 48 中膨胀，以产生垂直于偏航轴线的推力。因此，通过关闭所有的控制叶片，所有的废气通过喷嘴 45 膨胀并产生推力，该推力使得主体 10 根据对喷嘴面积的调整而悬浮或垂直向上或向下移动。通过打开所有的控制叶片，气体通过增压室 35 被引导到喷嘴 48，增压室 35 被设计成随着喷嘴 48 的接近而扩大横截面积。气体在主体 10 周围流动后，进入导管 46，在喷嘴 48 中膨胀，产生推力，使主体 10 横向移动。通过选择性地控制叶片 43 的打开，产生了合成推力，该合成推力允许主体 10 的任何期望的位移。对于低速飞行，由于机身 10 在迎角(偏航轴线相对于垂直方向倾斜)的位移通常不足以保持适当的升力对阻力，所以使用了喷嘴 45

60

65

70

内表面 55 中的排气孔 69 允许
 m, the- compress or 66 to bleed-off 并进入燃
 , ce 55 and web 27 on the 油箱。这 75

3 067 907

。 。 。 。 S
比率。对于高速飞行，只能使用喷嘴 48。

离开涡轮叶片 68 的废气的一部分可进入控制室 51、54，并通过俯仰喷嘴 50 和滚转喷嘴 53 膨胀，从而保持偏航轴线的适当姿态。控制俯仰和滚转。此外，另一部分废气可通过双向喷嘴 49 进入导管 47 进行膨胀。后一个喷嘴通过适当的控制被用于使定子 11 相对于地面围绕偏航轴线 Y 定向，以便获得合适的方位航向。以这种方式，主体 10 的位移可以在保持其姿态的情况下发生，使得偏航轴线 Y 始终基本垂直。位移可以是垂直的、横向的，或者是垂直位移和横向位移的合力。此外，在不改变偏航轴 Y 的姿态的情况下，可以容易地实现机身 10 的方位航向的改变。因此，在没有倾斜的情况下，可以容易地对机身 10 的航向进行急剧改变。上升或下降同样是在没有银行业的情况下实现的。20 因此，获得了一种高度机动的飞行器，它可以在上升、下降、横向位移或这些运动的任何组合中保持其姿态。

当物体 10 和周围空气之间存在相对速度时，互连表面 25 63 相对于静止表面 13 的旋转将产生一定程度的升力。由于表面 63 相对于提升喷嘴 45 的几何构型，这种相对速度甚至在悬停时也会出现。当喷射推力从主体 10 的边缘出现时，它在旋转表面 63 上引起向下的气流。这种诱导流动增加了喷气推力提供的升力。

回忆一下。主体 10 的质心位于转子 12 下方的轴线 Y 上，并且转子 12 相对于定子 11 绕轴线 Y 旋转，应当理解，主体 10 在悬停时具有高的固有稳定性。这种稳定性的产生是因为物体 10 实际上是一个带有重力摆的陀螺圆盘。众所周知，当一个物体绕着它的一个惯性主轴旋转时，陀螺运动就会发生，其角速度远大于主轴绕着不平行于主轴的另一个轴的进动速度。偏航轴线 Y 是转子 12 的惯性主轴，定子 11 对应于摆动质量，因为主体 10 的质心 M 位于转子 12 的质心下方。因此，当悬停时，由阵风等引起的偏航轴与通过物体 10 的质心的重量矢量的对准的小偏差自减小，就好像物体 10 是具有摆的陀螺仪，该摆在扰动后将趋向于与重力方向对准。结果，在悬停时，物体 10 的平衡是稳定的，因为作用在其上的力或力矩导致与平衡位置(偏航轴垂直)的小偏差减小。

悬停时的出色控制也是通过远离位于主体 10 边缘的轴线 Y 的多个喷嘴 45 来实现的。由于机身 10 的回转特性，轴线 Y 绕滚转轴线 R 的滚动或进动不是由俯仰轴线 50 上的射流 50 来校正，而是由滚转轴线上的射流 53 来校正。同样，轴线 Y 绕俯仰轴线 P 的俯仰或进动不是由滚转轴线上的射流 53 来校正，而是由俯仰轴线上的射流 50 来校正。出现这种矛盾的情况是因为，在选择性地驱动喷嘴 53 时，施加绕俯仰轴的力矩将基本上不产生偏航轴绕俯仰轴的运动，但由于转子 12 的旋转质量，将导致偏航轴绕横滚轴的进动。由转子 12 的高角动量提供的机身 10 在俯仰和滚转中的巨大固有稳定性极大地简化了这些轴中的静态稳定性问题。-例如，输入 20 秒^{的惯性 2}

以 3000 转/分的速度旋转，角动量为 6300 磅。-英尺。-秒。100 磅的不平衡力矩。-英尺。围绕盘的直径作用 30 秒将产生围绕仅 27 度的垂直直径的角进动。如果圆盘不旋转，同样的角偏转在 0.3 秒内产生。这意味着，当受到阵风或其它空气载荷的干扰时，机身 10 的滚转速率仅为质量惯性矩相似的飞机的百分之一。

本领域的技术人员现在将会理解，本发明提供了一种飞行器，该飞行器能够起飞和降落、悬停、高速行驶以及在方位角方向上快速转弯和操纵。通过将动力装置整合到基本结构中，为给定的整体性能节省了相当大的重量。当发动机产生的全部或部分推力指向后方时，飞行器以类似于传统飞行器的方式移动。在向前飞行过程中，空气动力升力是由翼型体上的气流产生的。因此，即使机体的相当一部分已经被淘汰并被一个特别集成的动力装置所取代，性能上也没有牺牲。在非常低的速度下，翼型产生的升力可以通过将喷气推力导向向下的方向来增加。

本领域技术人员还将认识到，飞行器的位移和控制可以通过选择性地产生围绕俯仰、滚转和偏航轴线的角力矩来控制升程/推力比，以及通过选择性地调节进入燃烧室的燃料流量来实现。俯仰和滚转力矩由位于定子下部外围部分的小喷嘴提供，这些喷嘴向下排放一小部分涡轮废气。控制是通过改变喷嘴的质量流量来实现的。两个喷嘴在滚转和俯仰轴上彼此成 180 度安装。由于旋翼的陀螺效应，控制俯仰的喷流在滚转轴上，控制滚转的喷流在俯仰轴上。偏航力矩由位于定子后部两个排气管之间的可变流量双向切向射流提供。后一种射流沿切向排出一些涡轮气体，并用于平衡旋转压缩机的气动载荷和轴承力产生的转向效应。此外，飞行器的方位航向由该射流通过两个排气管的适当定向来控制。

声称的是：

1. 组合起来，具有轴线的定子，安装在所述定子顶部用于绕所述轴线旋转的转子，所述定子和转子构成具有用于产生升力的上下空气动力学表面的主体，在所述转子上用于抽吸空气以增加其压力的装置，与所述主体相关联的用于增加离开所述转子的空气的能级的燃烧器装置，涡轮机装置，其响应离开所述燃烧器装置的空气，用于将其部分能量转换成机械输出；喷嘴装置，其响应离开所述涡轮机的空气，用于将其部分能量转换成适于移动所述主体的推力；以及将所述转子与所述涡轮机装置互连的装置，用于将所述输出施加到所述转子，所述最后命名的装置包括所述上部空气动力学表面的一部分。

2. 根据权利要求 1 所述的组合，其中所述喷嘴装置是可调节的，以相对于所述轴线以可变角度引导所述推力，用于控制所述主体的位移方向。

3. 定子，可旋转地安装在所述定子顶部的转子，所述定子和转子构成具有偏航、俯仰和滚动轴线的主体，所述转子可绕所述偏航轴线旋转，所述主体上的上部和下部空气动力学表面用于产生升力，所述转子上的装置用于通过其吸入空气以增加其压力，与所述主体相关联的燃烧器装置用于增加离开所述转子的空气的能级，涡轮机

65

70

75

Q4T3T
a rotor having a polar mom

一个还是一个

306796?

响应离开所述燃烧器装置的空气的装置，用于将其部分能量转换成机械输出，将所述转子与所述涡轮装置互连的装置，用于将所述输出施加到所述转子上以使其相对于所述定子旋转，响应离开所述涡轮的空气的喷嘴装置，用于将其部分能量转换成推力，第一控制装置，其选择性地引导所述推力的一部分，用于在所述主体上基本上仅围绕其俯仰轴产生力矩，-第二控制装置，其选择性地引导所述推力的一部分，用于在所述主体上基本上仅围绕其滚动轴产生力矩，以及在所述主体的旋转部件上的装置，当响应于所述第一控制装置的致动而旋转时，用于产生所述主体绕其滚动轴线的旋转，而基本上不伴随所述主体绕其俯仰轴线的旋转，并且响应于所述第二控制装置的致动而产生所述主体绕其俯仰轴线的旋转，而基本上不伴随所述主体绕其滚动轴线的旋转，由此可以控制所述偏航轴线的姿态。

4. 根据权利要求 3 所述的组合，其中所述将所述转子与所述涡轮机互连的装置包括所述上部空气动力学表面的一部分。

5. 组合起来，具有轴线的定子，安装在所述定子顶部用于绕所述轴线旋转的转子。轴，所述定子和转子构成具有用于产生升力的上和下空气动力学表面的主体，所述转子上用于抽吸连续空气流通过的装置，所述转子上用于增加其压力，与所述主体相关联的燃烧器装置用于增加离开所述转子的空气的能量水平，涡轮装置响应离开所述燃烧器装置的空气，用于将其部分能量转换成机械输出，将所述转子与所述涡轮装置互连以将所述输出施加到所述转子的装置，与所述涡轮装置可操作地相关联的增压室，该增压室具有入口装置，离开所述涡轮装置的空气通过该入口装置进入，所述增压室上的可调节喷嘴装置，用于在空气通过时产生推力，该推力具有平行于所述轴线并垂直于所述轴线的分量，以及可选择性地移动以控制通过所述喷嘴装置的空气流的装置，所述装置将所述转子与所述涡轮装置互连，所述涡轮装置包括所述上部空气动力学表面的一部分。

6. 一种飞行器，包括具有轴线的定子、安装在所述定子顶部用于绕所述轴线旋转的转子，所述定子具有旋转表面

围绕所述轴线产生，所述转子具有围绕所述轴线产生的旋转表面，上述旋转表面限定了所述飞行器的外部，并形成能够在空气相对于其运动时产生升力的空气动力学表面，所述转子安装在所述定子上，使得所述转子的旋转表面构成所述飞行器的上部空气动力学表面，所述定子的旋转表面构成下部空气动力学表面，以及所述转子上用于使其围绕所述轴线旋转的装置。

7. 一种飞行器，包括具有轴线的定子，安装在所述定子顶部用于绕所述轴线旋转的转子，所述定子具有绕所述轴线旋转的旋转表面，所述转子具有产生旋转的表面。围绕所述轴线，上述旋转表面限定了所述飞行器的外部，并且形成能够在空气相对于其运动时产生升力的空气动力学表面，所述转子安装在所述定子上，使得所述转子的旋转表面构成所述飞行器的上部空气动力学表面和旋转表面。所述转子上旋转导致所述空气压缩机装置向所述燃烧室装置供应压缩空气，所述燃烧室装置中的燃料燃烧产生高能气体，所述转子上的涡轮装置使所述气体通过，所述气体的一部分能量在所述涡轮装置转换成旋转所述转子的机械能，所述气体在离开所述涡轮装置后穿过的增压室装置，以及连接到所述增压室装置 35 的喷嘴装置，所述增压室装置中的气体适于通过所述喷嘴装置膨胀，用于将气体的一部分能量转换成推力，该推力作用于所述机器以推进所述机器。

1) 本专利文件中引用的参考文献

美国专利

2.807, 428 Wibault Sppt. 44, 1577
2, 850, 250 史密斯 1588 年 9 月 2 日

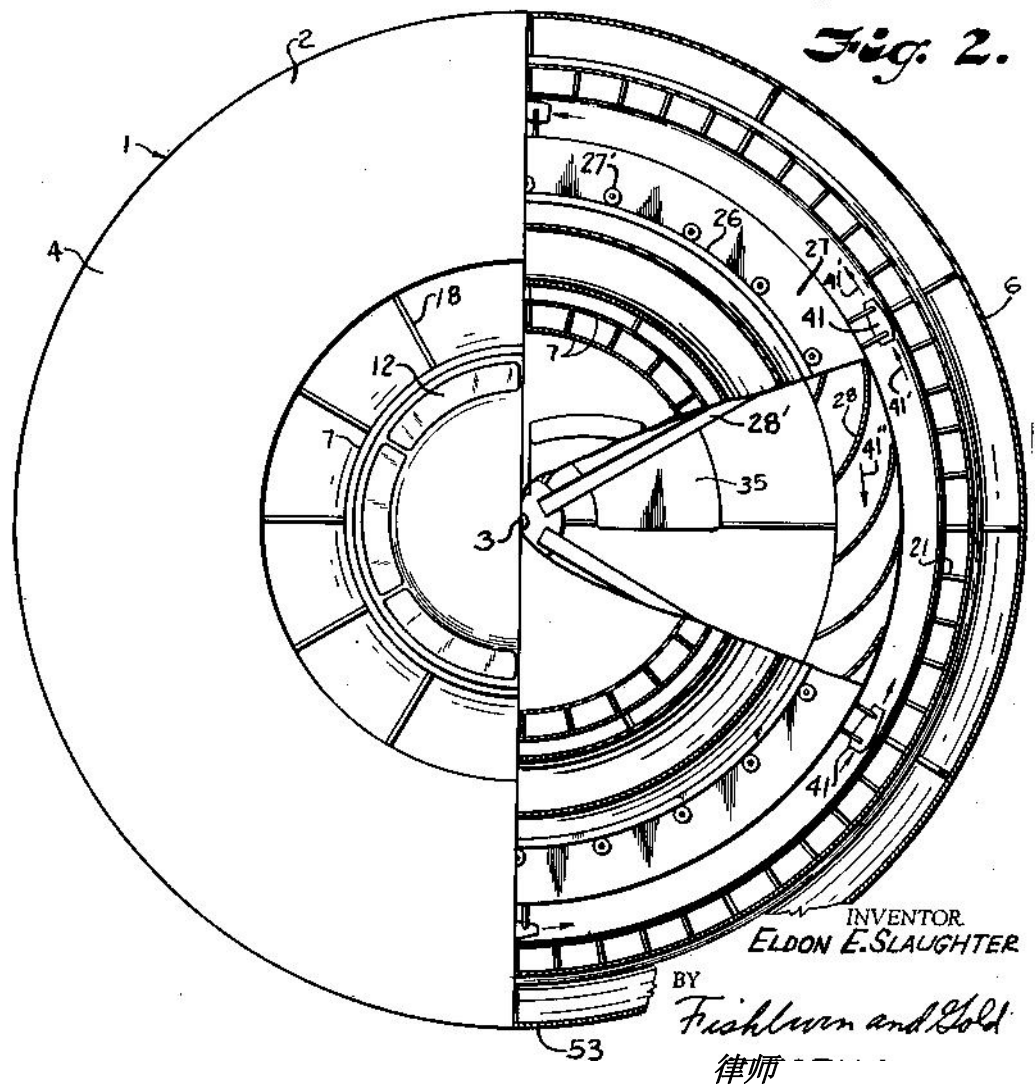
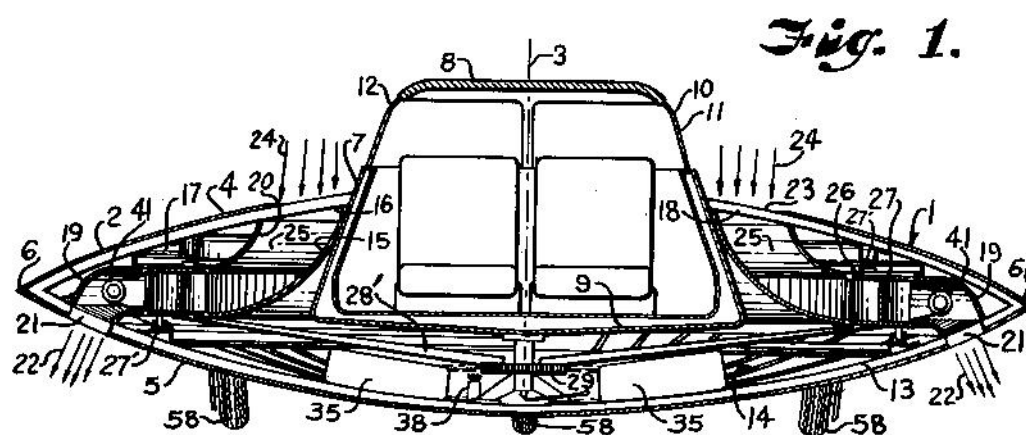
外国专利

770, 873 大布里泰因马尔。77, 1577

1964年3月3日

垂直上升飞机

1962年10月22日提交 3页-第1页



INVENTOR
ELDON E. SLAUGHTER

BY
Fishburn and Gold
律师

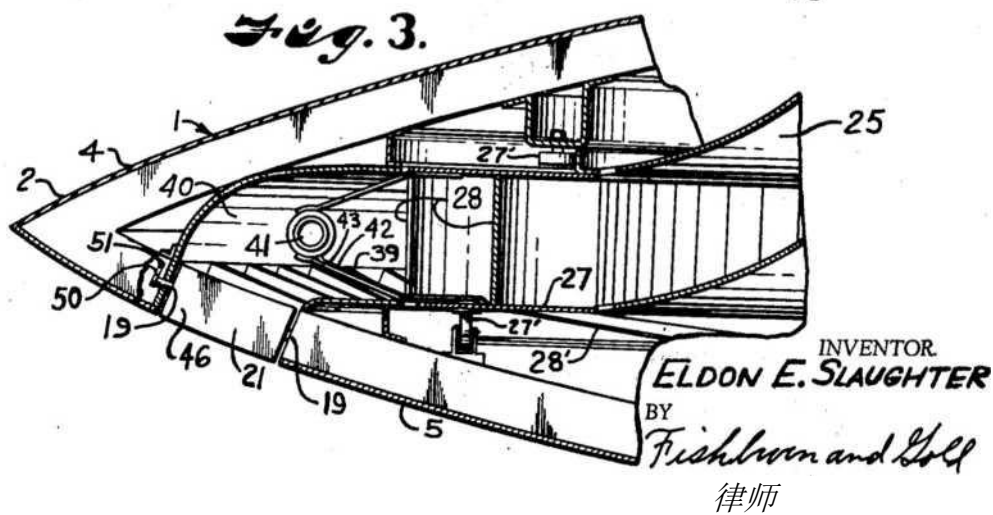
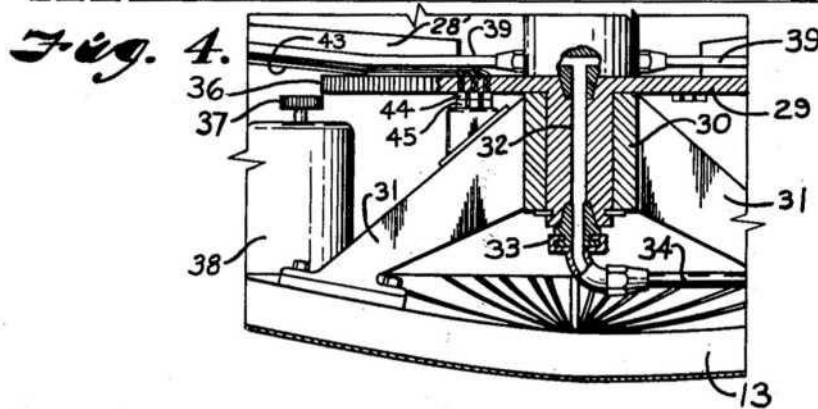
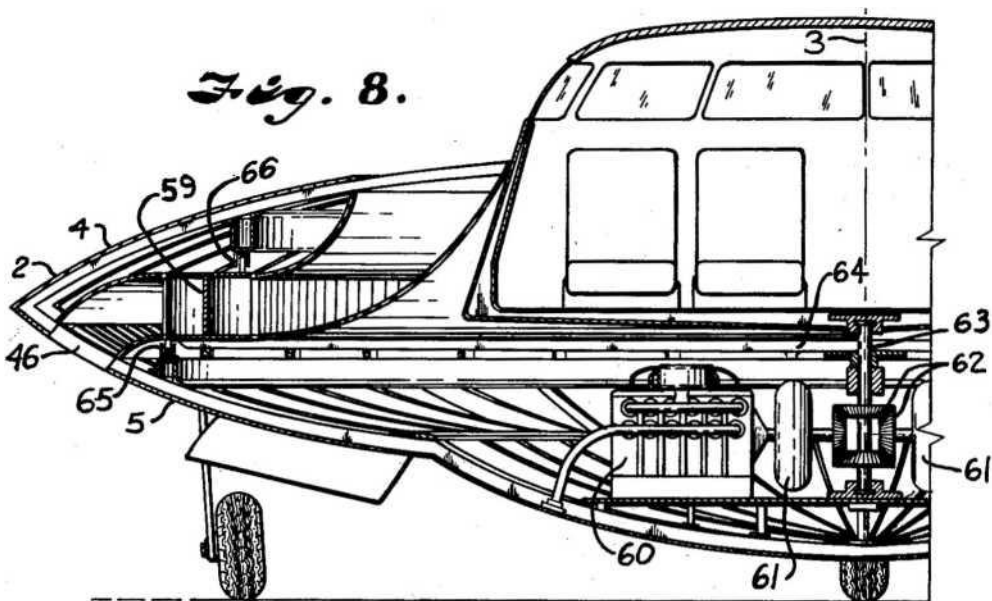
QQ475725346

禁止转载

1964 年 3 月 3 日

垂直上升飞机

1962 年 10 月 22 日提交 3 页-第 2 页



QQ475725346

禁止转载

3, 123, 329
获得专利的 1264 年 3 月 3 日

1964 年 3 月 3 日

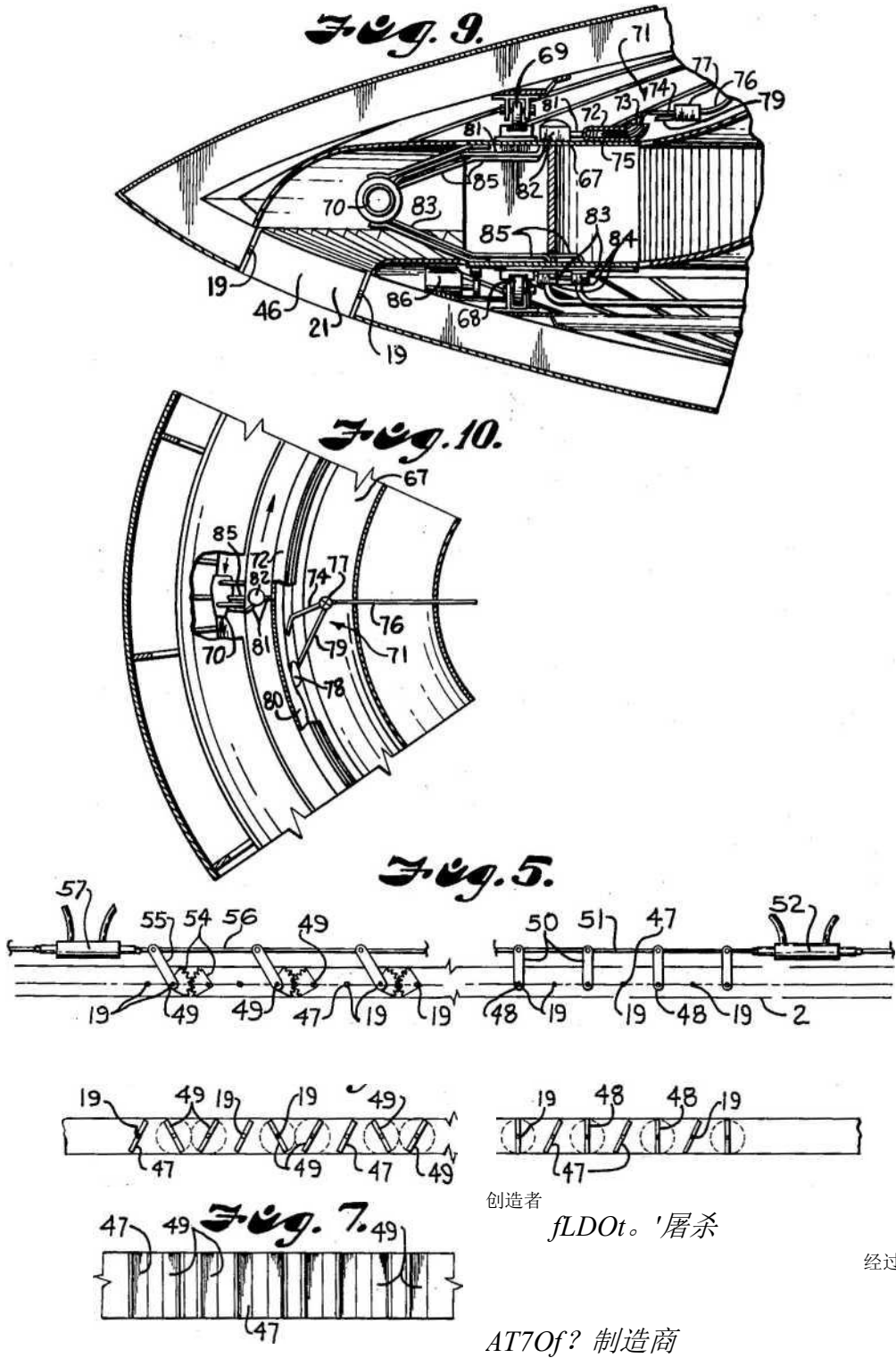
E.E

3, 123, 320

垂直上升飞机

1962 年 10 月 22 日提交

3 页-第 3 页



创造者
fLDOt. '屠杀

经过

AT7Of? 制造商

QQ475725346
禁止转载

美国专利局

3 123 320 .垂直上升飞机
艾尔登·斯劳特, 密苏里州堪萨斯市林德伯格 1100 号。于
1962 年 10 月 22 日提交, 爵士。第 231, 896 号
6 索赔。(Ci. 244-12)

本发明涉及比空气重的飞机, 更具体地说, 涉及具有封闭式离心鼓风机的飞机, 该离心鼓风机从基本上围绕飞机的径向槽向下排放空气, 以产生向上的推力。

本发明的主要目的是提供一种盘状飞行器, 其基本上关于垂直轴线对称, 并且不需要外部可移动的流动控制表面; 以提供这样一种飞行器 15, 其中该飞行器的上表面和下表面在形状上基本上是凸的, 呈现出用于在横向飞行中产生升力分量的双凸翼型; 以提供这样一种飞机, 其具有方便地位于其中央并从其向上突出的窗户乘客和控制室; 以提供这样一种飞机, 其具有邻近乘客和控制室的环形进气槽和在其下表面上的环形排气槽, 并且包括--在所述进气槽和排气槽之间的径向通道; 25, 以提供这样一种飞行器, 其中离心式鼓风机可旋转地安装在其中, 该鼓风机具有可在径向通道中旋转的周向喷射的空气抛叶片, 用于将空气从进气槽向排气槽^离心抛送; 提供这样一种飞机 30, 其中压力环导管形成在鼓风机叶片和排放槽之间的通道中, 多个冲压喷气发动机安装成与所述导管一起^离转; 以提供这样一种飞机, 其具^有安装在排放槽中的多个叶片, 并形成各种控制装置以产生单独的控制功能; 以提供这样一种飞行器, 其中离心机。鼓风机可以通过中心轴或在没有中心轴的情况下被驱^动, 并且为了提供这样一种结构简单的飞机, 该飞机呈现出高的货物与自重的比率, 并且适于容易地悬停, 尽管能够发展高的横向速度。

从以下结合附图的描述中, 本发明的其他目的和优点将变得显而易见, 其中附图是通过本发明的特定实施例的说明和示例来阐述的。

图图 1 是体现本发明的飞机的垂直剖视图, 示出了其中部件的关系。

图图 2 是图 1 的飞机的俯视图图 1 的一部分被剖开, 特别示出了离心式鼓风机转子和排放槽。

图图 3 是放大比例的局部垂直剖视图, 特别示出了固定在飞机内鼓风机转子上的几个冲压喷气发动机中的一个。

图图 4 是放大比例的局部垂直剖视图, 特别示出了用于向冲压喷气发动机供给燃料的结构。

无花果。图 5、6 和 7 是安装在环形排放槽中的控制叶片及其角度控制机构的示意图。

通过中心轴驱动的离心鼓风机转子。

图图 9 是本发明又一实施例的局部垂直剖视图, 其中离心式鼓风机转子没有中心支撑。

图图 10 是局部截面俯视图

一个缩小比

图 8 是一个不完整的垂直剖视图-
通过本发明的另一个实施^例

一个或一个以上

例的图的实施例 9 显示了燃料供给系统的细节。

更详细地参考附图:

附图标记 1 通常表示体现本发明的一种形式的比空气重的飞机。飞机 1 由盘状结构 2 组成, 该盘状结构 2 基本上关于垂直轴线 3 对称。盘状结构 2 具有上表面 4 和下表面 5, 它们在外围尖锐的外围边缘 6 处结合在一起。上表面 4 和下表面 5 在形状上基本上是凸的, 由此在结构 2 的横向运动期间, 双凸翼型呈现给大气, 该翼型适于以传统有翼飞机的方式提供升力部件。

通常为圆锥形的侧壁 7、顶壁 8 和底壁 9 一起形成位于结构 2 中心并从其中心 11 向上突出的乘客和控制室 1。合适的窗口 12 以周向间隔的关系位于上表面 4 上方的侧壁 7 上, 在飞机周围的水平方向 360 上呈现基本上无障碍的视野。

下定子结构 13 包括合适的支柱 14、形成下表面 5 的材料和内弯曲壁 15。下部定子结构 13 支撑形成隔间 1 的壁。内部弯曲壁 15 在其内周 16 附近终止, 与隔间侧壁 7 接触。上部定子结构 17 通过合适的径向支柱 28 和某些排放导向叶片的支撑轴或构件 19 固定并支撑在下部定子结构 13 上, 下文将更全面地描述。上定子结构 17 保持与下定子结构 13 大致向上和径向向外间隔开, 并且具有与下定子内弯曲壁 15 向外间隔开的内弯曲壁 20。

下定子结构 13 和上定子结构 17 之间的分离在外周边缘 6 附近在其间产生环形排放槽 21, 但是从那里向下间隔开。排放槽 21 中断下表面 5, 用于从结构 2 以高速向下和圆锥形向外喷射气体, 如箭头- 22 所示。上部定子结构从隔室 10 径向向外间隔开, 在上表面 4 处在其间形成环形进气槽 23, 并围绕隔室 10。应当注意, 径向支柱 18 延伸穿过环形进气槽 23 和叶片支撑构件 19。延伸穿过环形排放口 21。如下文更全面描述的, 空气在 24 处被引入环形进气槽 23, 如箭头所示。

由相应的弯曲内壁 20 和 15 界定的上部 and 下部定子结构之间形成径向通道 25, 并且通道 25 在入口槽 23 和出口槽 21 之间连通。离心式鼓风机转子 26 具有框架 27, 框架 27 支撑可操作地包含在径向通道 25 内的周向间隔开的空气抛掷叶片 28。在图 1 的实施例中 1 转子框架 27 骑在轴承滚子 27' 上, 并固定在径向辐条 28' 上, 辐条 28' 在机舱 1 下方向飞机结构 2 的内部延伸, 并固定在平台结构 29 上, 如图 2 所示 4。

平台结构 29 可旋转地安装在合适的轴承构件 39 上和轴承构件 39 中, 轴承构件 39 由固定到下部定子结构 13 的腿 31 支撑。平台结构 29 具有通道 32, 该通道 32 在其内同轴向上延伸并终止于

其下端在相关的密封件 33 中。密封件 33 与适于从位于隔间 10 下方的燃料箱 35 接收燃料的燃料管线 34 连通。燃料箱 35 中的燃料通过下述冲压喷射装置用于旋转框架 27 和叶片 28。平台结构 29 在其外周上具有齿轮齿 36，该齿轮齿 36 与小齿轮或齿轮 37 啮合，该小齿轮或齿轮 37 形成适合于在转动之前产生轴向运动的类型的合适的启动马达 38 的一部分，用于与齿轮齿 36 啮合，并在启动之后将其收回。启动马达 38 用于旋转转子，以产生用于下述冲压喷射装置的启动条件。通道 32 与合适的单独燃料管线 39 连通，燃料管线 39 具有各自的遥控阀(未示出)，遥控阀 15 固定到径向辐条 28' 上并随径向辐条 28' 旋转，用于将燃料运送到冲压喷射装置。

压力环导管 40 形成在通道中
25 在叶片 23 和排放槽 23 之间。多个合适的冲压喷气发动机 41 通过支柱 42 以周向平衡的关系安装在转子 26 的框架 27 上，并在压力环导管 40 内沿径向向外间隔开，见图 3。发动机 41 接收和排放空气
以在箭头 41' 所示的方向上驱动 25 个叶片。燃料管线 39 从辐条 28' 沿着选定的支柱 42 行进，用于将燃料供给到相应的冲压发动机 41 中。用于冲压喷气发动机 41 的电点火和控制线 43 也沿着辐条 28' 和选定的支撑杆 42 行进。点火和控制线 43 连接到滑环 44，滑环 44 由合适的电刷 45 接触，用于将控制信号从舱室 10 传输到移动的冲压喷气发动机 41。

35

A. 多个周向间隔的径向延伸的叶片 46 安装在上定子结构 17 和下定子结构 13 之间，位于支撑轴或构件 19 上的排放槽 21 中。尽管叶片 46 在外观上是相同的，但是它们分布在三个叶片组 47、48 和 49 中，这些组在图 1 和 2 中示意性地示出。五六七。指定为 47 的组或组中的叶片彼此平行，并且相对于排放槽 21 以小角度基本固定。或者使排出的空气和废气在稍微圆周的方向上偏转，用于在结构 2 上产生扭矩，该扭矩等于和相反于由轴承摩擦、气流力和转子之间的其他力传递的净合成扭矩
26 和结构 2。

第二组 48 叶片 46 保持彼此平行，但相对于排放槽 21 的角度可变，以使飞机在其垂直中心轴线 3 上飞行转弯。组 48 的叶片可以散布在其他叶片之间。用于产生组 48 的控制的结构在图 2 中示出其中杠杆臂 50 枢转地安装在飞机结构 2 上，但是固定到组 48 中的相应叶片上，杠杆臂 59 平行并且与公共控制杆或缆索 51 连接，该控制杆或缆索 51 锚定到合适的线性运动液压控制器 52 上，该液压控制器 52 适于通过位于舱室 10 内的控制器(未示出)将杠杆臂 50 轴向拉动到合适的角度。

叶片 46 的第三组 49 位于相邻的对中，这些对可以与其他叶片如组 47 和 48 中的叶片散布在一起。组 49 中的叶片是可控制的，以便在相应的对中相对于彼此在相反的方向上倾斜，以选择性地 7(1)限制气流通过，而不会在飞机上围绕垂直轴线 3 引入单独的扭矩反作用。组 49 中的各种叶片对可操作来实现倾斜和倾斜。，a^iir^raft 并且还严重限制或阻碍来自前部 73 的流动

获得专利的 1264 年 3 月 3 日

以产生用于增加飞行器大气速度的侧向力分量，该侧向力分量又在翼型表面 4 上引起气流和升力。组 49 中的叶片 46 通过分别固定到该组中一对叶片的每个构件上的配合扇形齿轮 54 保持相对于彼此成相反的角度关系。合适的杠杆臂。55 固定在该对叶片中的一个叶片上，并终止于几个控制杆 56 中的一个。控制杆 56 可以通过从隔间 1 发出信号的合适的液压控制器 57 轴向移动，以在排放槽 21 的选定区域中产生相应叶片对的关闭或打开。

在操作中，启动马达 38 在压力环导管内将转子 26 旋转到期望的速度。以允许冲压喷气发动机 41 的正确启动。在启动冲压喷气发动机 41 时，导致离心压缩机鼓风机叶片 28 在径向通道 25 内旋转，将空气吸入环形进气槽。并迫使其进入压力环导管 40。在压力环形导管 48 中保持相对高的压力，以提高冲压喷气发动机 41 的效率，并且冲压喷气发动机 41 的排气增加了所述环形导管中包含的压力。空气和冲压喷气发动机气体以高速流的形式通过排出槽 21 排出，经过叶片 46，所述排出流的反作用使飞机上升，随后按照叶片 46 的要求和指示在横向上盘旋或前进。当向前行进时，排出流呈间断的圆锥形。合适的优选可缩回的起落架

58 飞机可以在其上着陆并保持支撑在地面上。注意，转子 26 的旋转质量提供了陀螺效应，用于稳定飞行中的飞机。它。还应注意，如果需要，可以提供单独的推力装置(未示出)来增加飞机的向前推力。

参考图 2 参照图 8，提供了本发明的另一个实施例，其中离心式鼓风机转子

59 由合适的发动机 60 驱动，这里示出为直列往复活塞式，但是在不脱离本发明的范围的情况下，其可以是径向活塞式或涡轮式，并且通过合适的流体连接器 61、锥齿轮组 62、驱动轴 63 和转子辐条 64 驱动。合适的自由旋转轴承滚子 65 和 66 支撑转子 59 防止不希望的垂直位移，而基本上不干扰其旋转。

参照附图参照图 9 和 10，示出了本发明的又一实施例，其中转子 67 不连接到中心轴，而仅仅形成在合适的轴承滚子 68 和 69 上旋转的环。图 1 和 2 的实施例图 9 和 10 以图 1 实施例的方式使用冲压喷气发动机 70 然而，如图 1 所示，因为没有用于支撑旋转燃料管线的中心、轴或辐条，所以提供了特殊的燃料供给组件 71。燃料供给组件 71 包括环形容器 72，该环形容器 72 具有向上延伸的内部唇缘 73，内部唇缘 73 间隔开，但是适于在旋转和不旋转期间保持燃料。环形容器 72 固定到转子 67 上并随其一起旋转。燃料排放管线 74 相对于飞机是静止的，并且具有开口端 75，该开口端 75 穿过唇部 73 并终止于环形容器 72 内。燃料从燃料管线 76 通过阀 77 供给，阀 77 由安装在枢转臂 79 上的浮子 78 控制。当容器 72 充满燃料 80 时，浮子 78 径向向飞机内部移动，并切断通过阀 77 的流动。由转子 67 的旋转在燃料 80 上产生的离心力决定了燃料表面水平是在飞机的径向上测量的，而不是像通常预期的那样垂直测量的。燃料 80 排放到单独的冲压喷气发动机燃料管线 81 中，并通过各自的电控阀 82 进入燃烧室

禁止转载



壮观的引擎 70。合适的滑环 S3 和与之接合的电刷 84 通过控制线 85 向冲压喷气发动机 70 和阀 82 传送点火和控制信号。图 1 的实施例 9 通过合适的起动马达 86 起动，该起动马达 86 足以操作冲压喷气发动机 70 的速度转动转子 67。

应该理解的是，尽管已经图示和描述了本发明的某些形式，但是它们并不限于这里描述和示出的部件的特定形式或布置，除非这些限制包括在权利要求中。

我声称并希望通过专利证书获得的是：

1. 一种比空气重的飞机，包括：
 - (a) 盘状结构，其关于垂直轴基本对称，并且具有上表面和下表面以及外周边缘，
 - (b) 所述上表面和下表面为翼型形状并适于在侧向飞行中提供提升部件，
 - (c) 下定子结构和上定子结构，固定到所述下定子结构上，并从其大致向上间隔开，在所述外周边缘附近在它们之间形成环形排放槽，所述排放槽中断所述下表面，用于从所述结构以高速向下和圆锥形向外喷射气体，所述上定子结构在所述上表面形成环形进气槽，
 - (d) 形成在所述上部和下部定子结构之间并在所述进气槽和排气槽之间连通的径向通道；离心式鼓风机转子，其可旋转地安装在所述结构中并具有周向间隔的叶片，所述叶片可操作地包含在所述径向通道中并可在所述径向通道中旋转，用于将空气从所述进气槽导向所述排气槽；压力环导管，其形成在所述叶片和所述排气槽之间的所述径向通道中；多个喷气发动机，其安装在所述鼓风机转子上并位于所述压力环导管内，用于旋转所述鼓风机转子
 - (s)所述排放槽中的控制装置，用于选择性地控制通过其中的流量。
2. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中所述控制装置包括：
 - (u)在所述排放槽中的所述上部 and 下部定子结构之间延伸的多个周向间隔的径向延伸叶片，
 - (Z>)选定的叶片可选择性倾斜，用于控制扭矩反作用、飞机旋转、飞机倾斜和倾斜以及飞机向前运动。
3. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中所述控制装置包括：
 - (a) 安装在所述排放槽中的所述上部 and 下部定子结构之间的多个周向间隔的径向延伸叶片，所述叶片形成三个叶片组，
 - (b) 所述第一组叶片彼此平行，并相对于所述排放槽成一定角度固定，用于使排放的气体在一个方向上偏转，以产生等于和相反于在所述转子和所述结构之间传递的净扭矩的扭矩，

- (c) 所述第二组叶片相对于所述排放槽平行且角度可变，用于所述飞机在其垂直轴线上的空中转弯，

5 (c)所述第三组所述叶片位于 adja

中心对可控制地沿彼此相等和相反方向倾斜，以选择性地限制气流通过，而不会在所述飞机上围绕垂直轴线引入扭矩反作用，所述第三组叶片可操作地倾斜和倾斜所述飞机，并限制来自所述排放槽的气流，以产生用于在所述机翼上引起气流和升力的所需横向分量。

4. 一种比空气重的飞机，包括：

15 (a)基本对称的盘状结构

围绕垂直轴并具有上表面和下表面以及外周边缘，

- (b) 所述上表面和下表面基本上呈凸形，呈现双凸翼型

20 适于在后期飞行中提供提升部件，

- (c) 锥形壁形成位于所述结构中心并从其中心向上突出的乘客和控制室，

25 (d)支撑所述组件的下部定子结构

分隔壁，固定到所述下定子结构上的上定子结构，并从其大致向上和径向向外间隔开，在所述外周边缘附近在其间形成环形排放槽，所述排放槽中断所述下表面，用于以高速从所述结构向下和圆锥形向外喷射气体，

(s)所述上部定子结构与所述隔壁壁径向向外间隔 35°，在所述上表面和围绕所述隔壁的所述隔壁壁之间形成环形进气槽，

(f)径向通道，其形成在所述上部 and 下部定子结构之间，并在所述进气和排气槽之间连通；离心式鼓风机转子，其可旋转地安装在所述定子结构之间，并具有可操作地容纳的周向间隔的叶片。并且可在所述径向通道中旋转，用^T将空气从所述进气槽 45 导向所述排气槽，

(g)形成在所述叶片和所述排放槽之间的所述通道中的压力环导管，安装在所述转子上并在所述压力环导管内向外间隔开的多个平衡冲压喷气发动机，以及用于给所述冲压喷气发动机加燃料以旋转所述转子的装置。

5. 根据权利要求 2 所述的飞行器，其中所述叶片安装在分别与所述支撑轴接合的支撑轴上

55 上下定子结构。

6. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中所述离心式鼓风机转子是无中心轴的。

本专利文件中引用的参考文献

美国专利

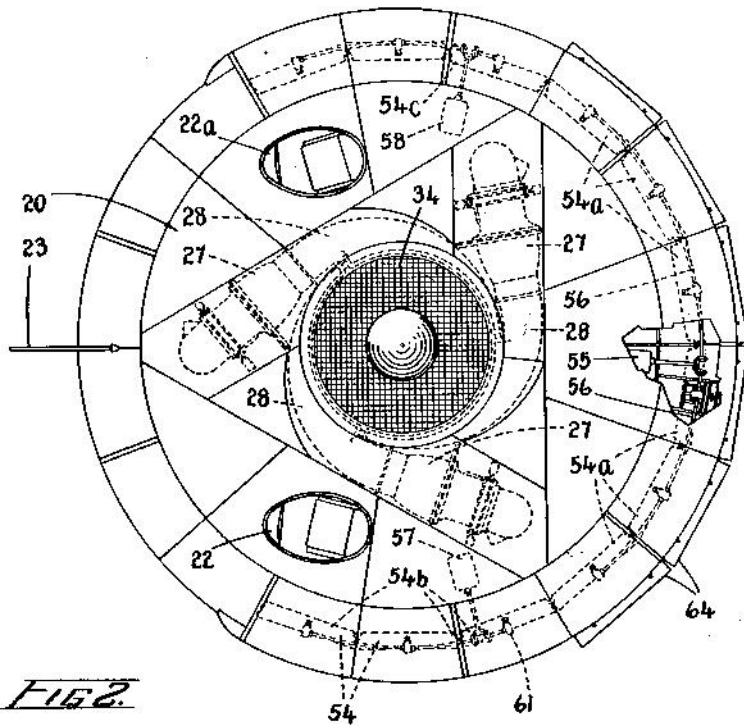
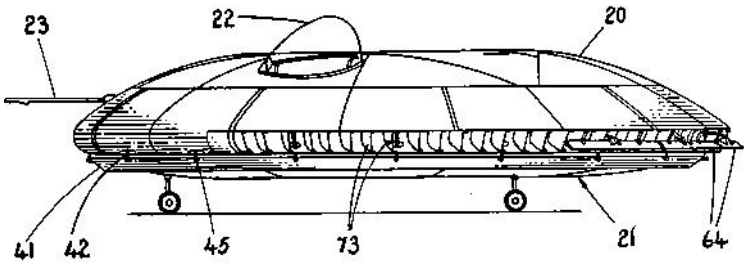
2, 718, 364 克拉布特里 Sppt. 00, 1555
1957 年 9 月 24 日

禁止转载

1964 年 3 月 10 日 J.C. m .弗罗斯特

飞机推进和控制

1963 年 3 月 7 日提交 6 页-第 1 页



INVENTOR.
J.C.M.FRP5T

经过

Maylee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

一个 ORET

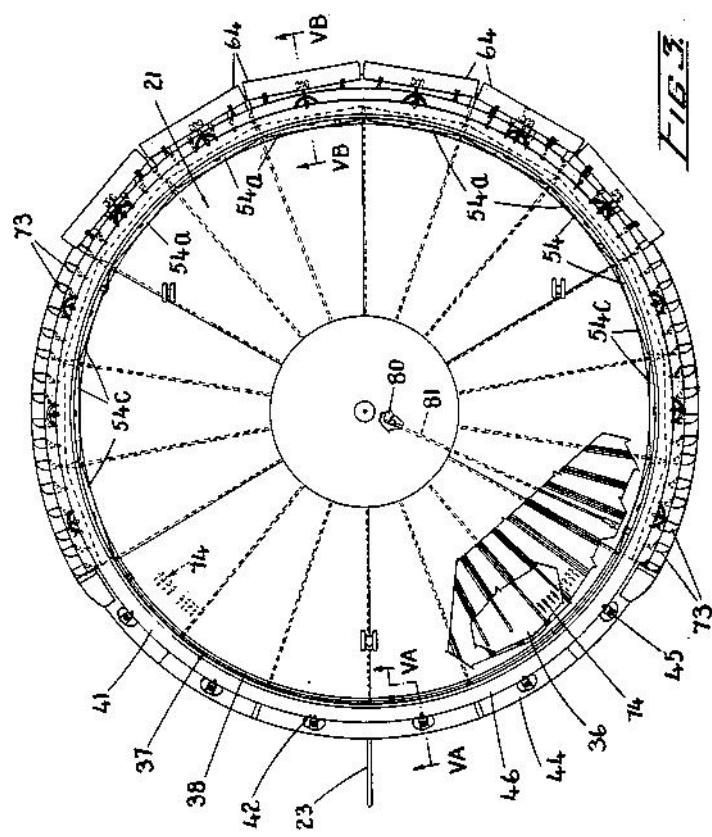
1964 年 3 月 10 日 j. c. M .弗罗斯特

飞机推进和控制

申请日期:1963 年 3 月 7 日

3, 124, 323

6 页-第 2 页



INVENTOR.
J.法国货币管理

Maybee & Legris
ATTORNEYS

QQ475725346

一个 ORET

局

1964 年 3 月 10 日

J.C. M. FROST

3, 124, 323

飞机推进和控制

Filed March 7, 1963

6 Sheets-Sheet 3

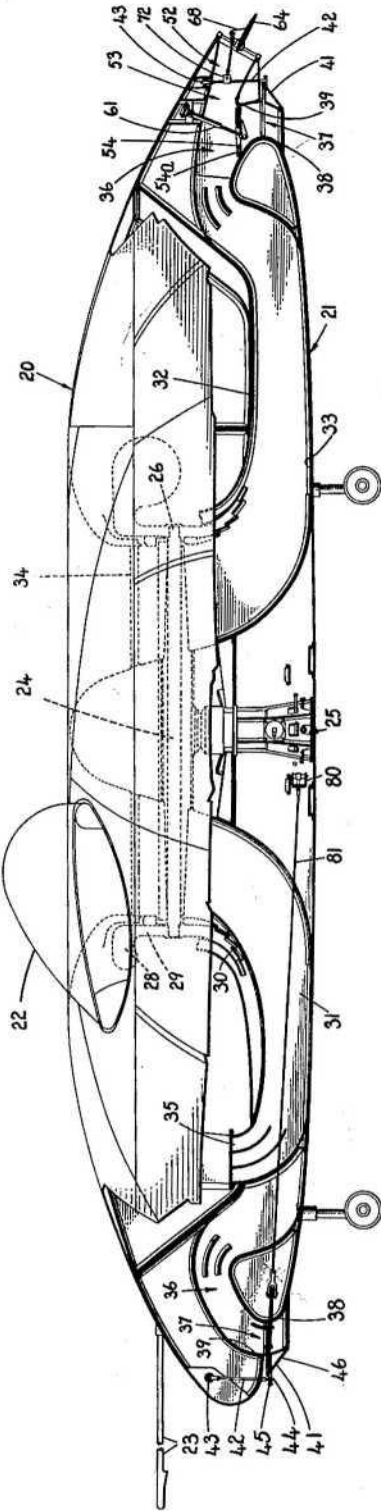


Fig. 4.

INVENTOR
J.C.M.FROST
BY
Maybee & Segris
ATTORNEYS

QQ475725346

禁止转载

1964年3月10日

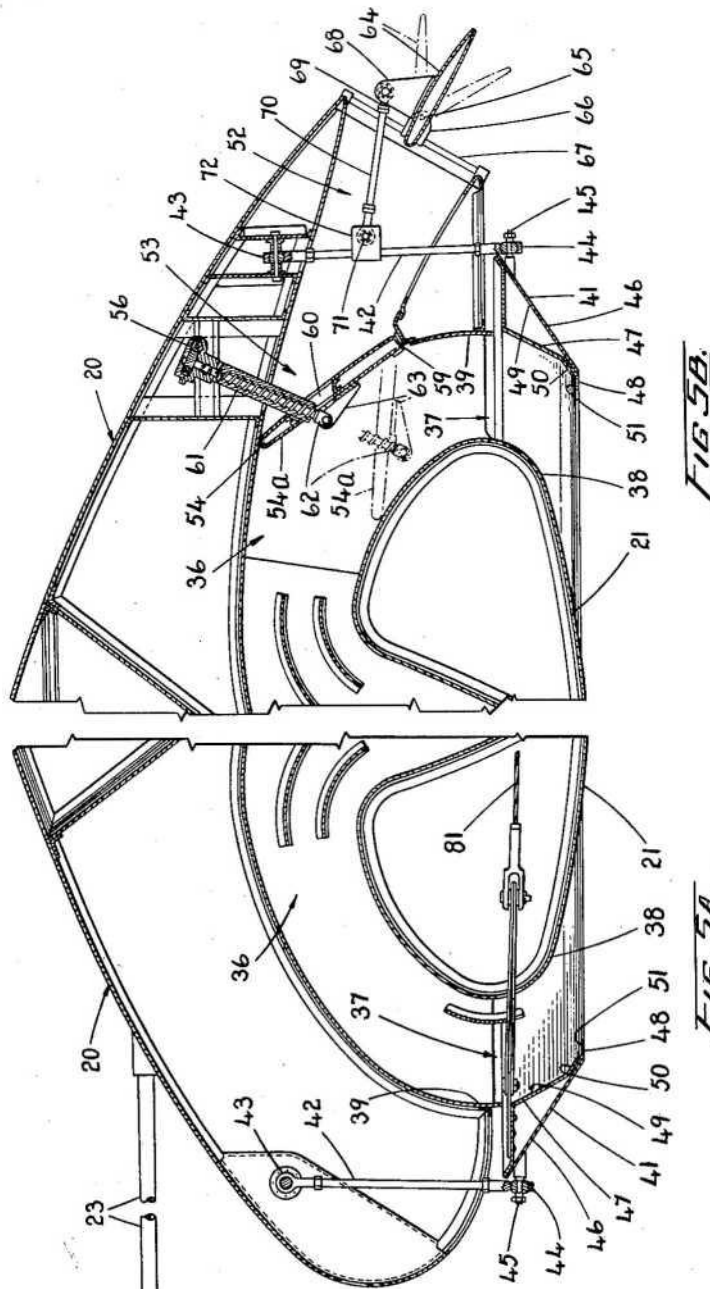
J.C. M. FROST

3, 124, 323

飞机推进和控制

Filed March 7, 1963

6 Sheets-Sheet 4



创造者
J.C.M.FR35
BY T
Maybee & Legris
ATTORNEYS

禁止转载

1964 年 3 月 10 日

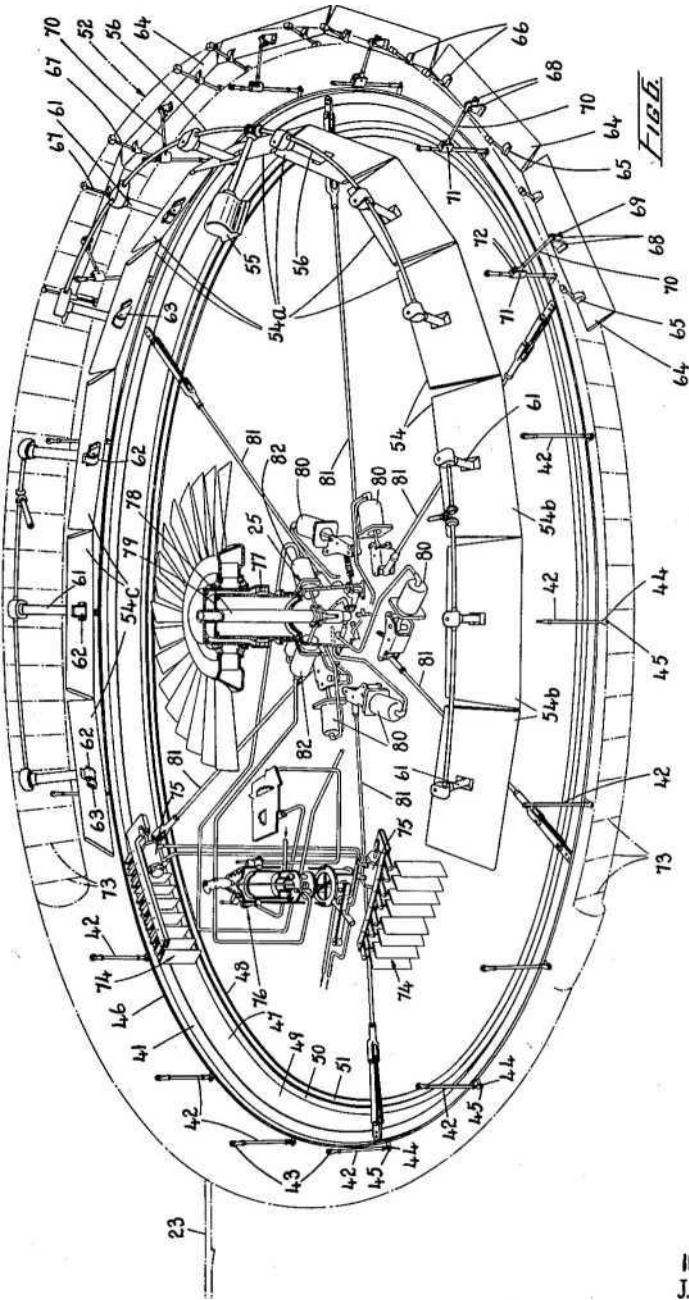
J.C. M. FROST

3, 124, 323

飞机推进和控制

申请日期:1963 年 3 月 7 日

6 页-第 5 页



INVENTOR
J.C.M.FROST
经过
Maybee & Segriss
律师

QQ475725346
禁止转载

1964 年 3 月 10 日

J.C. M. FROST

3, 124, 323

飞机推进和控制
1963 年 3 月 7 日 提交 第 6 页

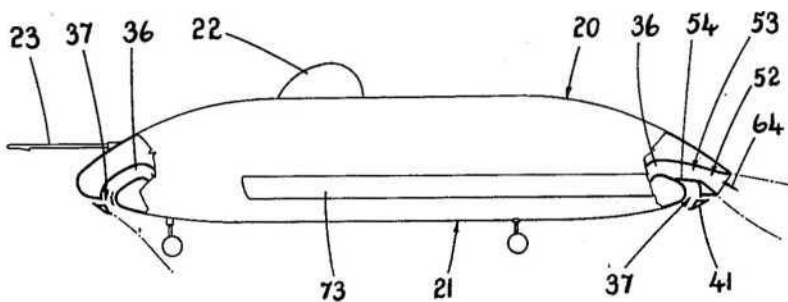
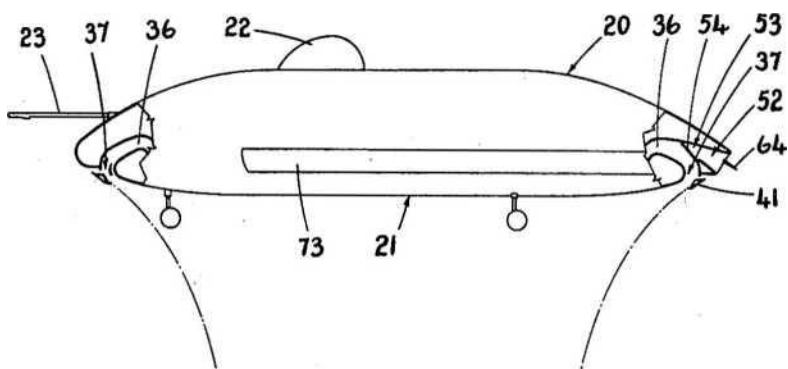


FIG. 8.

INVENTOR
J.C.M. FROST

BY

Maybee & Segris
ATTORNEYS

QQ475725346
ONE OR ET

3, 124, 323

飞机推进和控制

约翰·弗罗斯特，爱普生，奥克兰，新西兰，转让给霍克·西德雷加。大有限公司，马尔顿 g 村，加拿大安大略省，a 公司"
1963 年 3 月 7 日提交，爵士。第 263, 532 号
26 索赔。(CI. 244-12)

本发明涉及飞机，更具体地说，涉及一种飞机，该飞机具有机身结构和向下指向的推进喷嘴，该推进喷嘴具有布置成在围绕该结构下侧的周边分布的多个位置排放的口部，以及围绕该结构的周边的后部延伸的另一推进喷嘴。飞机通过一个或两个推进喷嘴高速喷射推进气体来获得推进推力。

约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特 1961 年 5 月 8 日的共同未决申请序列号 108, 365 公开了一种圆形飞行器，其具有由相对的翼型表面覆盖的透镜体结构，该翼型表面为飞行器提供升力发展表面。该飞行器具有气体置换通道，该气体置换通道布置成终止于推进喷嘴，该推进喷嘴在飞行器的下侧具有开口。气体引导装置悬挂在喷嘴口的边界附近，并且具有气体控制表面，该气体控制表面成形为将从嘴排出的气体向内引导到凸面周围。气体控制表面形成喷嘴口的外侧边界的可移动延伸部，并且提供致动装置来移动其悬挂装置上的气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述口的位置，并且可变动地控制从口排出的推进气体的流动方向。气体导向装置的适当运动使飞机能够悬停或向前飞行，并完成悬停和向前飞行之间的过渡。

在所述共同未决申请中描述的飞行器具有用于沿着气体排出通道推动气体的发动机装置，该发动机装置包括推动转子，该推动转子普遍地安装在该结构中，并且相对于该结构被偏置到中性位置。转子可操作地连接到气体引导装置，由此转子从其中间位置的倾斜操作气体引导装置以稳定飞机。这是自动完成的，此外，飞行员操作的装置被提供以向转子施加倾斜力，由此气体引导装置可以在期望的方向上移动，以在飞机上施加控制力。

本发明的飞机是在前面提到的申请序列号 108, 365 中描述和要求保护的飞机的发展。本发明的飞机与上述申请中描述的飞机的不同之处主要在于为向前飞行和向前飞行与悬停之间的过渡提供的推进和控制装置。因此，除了前述申请中的由气体导向装置控制的向下导向的推进喷嘴之外，还提供了用于向前飞行的通常向后导向的外围喷嘴。提供了可变流量比例装置，用于在两个喷嘴之间以期望的 C5 方式分流流量，以实现从悬停到向前飞行的过渡。此外，在本发明的优选形式中，在气流中提供了围绕基本水平的轴线铰接的升降舵叶片

当从悬停过渡到向前飞行时，控制没有中断，反之亦然。

现在将参照附图通过示例的方式描述本发明，在附图中，相同的附图标记在几个视图中表示相似的部分，其中：

图 1 是体现本发明的飞机的侧视图；

图 2 是图 1 的飞机的平面图，以虚线示出了发动机和流量比例装置的位置，并被部分剖开以示出流量比例装置的致动装置；

图 3 是部分剖开的图 1 和图 2 的飞机的仰视图，示出了气体导向装置的致动缆线和舵叶的位置；

图 4 是飞机局部剖开的大比例侧视图，示出了用于向前飞行的气体导向装置、致动装置、流量比例装置和升降舵叶片；

图 5A 和 5B 是分别沿图 3 的线 VA-VA 和 VB-VB 截取的飞机外侧部分的截面图，详细示出了气体导向装置、流量比例装置和升降舵叶片；

图 6 是飞机控制系统的示意透视图；和

图 7 和图 8 分别显示了飞机悬停和前飞时的气流。

现在参照图 1 至图 4，飞机包括透镜体结构，该透镜体结构由为飞机提供升力面的上下机翼蒙皮覆盖。提供上机翼表面的蒙皮用 20 表示，提供下机翼表面的蒙皮用 21 表示。如图 2 所示，上表皮被分成各种可移除的面板，以便于接近身体结构的内部。飞机有两个驾驶舱，分别为飞行员和观察者准备的 22 和 22a。皮托管位于从飞机前部伸出的吊杆 23 的前端。如图 4 中最清楚地示出的，飞机包括推进转子 24，该推进转子 24 基本上安装在飞机的中心，用于在通常以 25 表示的基座上进行通用运动。转子 24 在其外围具有涡轮叶片 26，并通过燃气涡轮发动机 27 旋转，燃气涡轮发动机 27 通过“塔斯克”歧管 28 将推进气体排放到环形歧管 29 中。来自燃气涡轮发动机的推进气体从涡轮叶片 26 通过排气箱 30 进入第一气体置换。通道 31 - 分别限定在主体结构中的上壁 32 和下壁 33 之间。下壁 33 由下机翼蒙皮 21 的上表面形成。推进转子 24 通过格栅 34 吸入空气，并将空气输送到第一气体置换通道 31 中。飞机的机身结构由径向设置的肋组成，使得气体排出通道包括多个分段形状的元素。这些元件中的三个在结构的外围附近停止，并为发动机 27 提供进气口；其中一个进气口在图 4 中用 35 表示。

对于飞机的骨架结构、推进转子、第一气体置换通道和燃气涡轮发动机的布置的更详细的描述，应该参考约翰·卡弗·梅多斯·弗罗斯特 1959 年 8 月 6 日申请序列号 832, 404 中描述的结构

50

从外围喷嘴的中心部分喷出，并作为喷射片工作。这些叶片与气体导向装置和移动 dheie'ithzso'-that 相互连接

3, 124, 323
1964年3月10日获得专利

克劳德·约翰·威廉姆斯，因为目前的飞机在各方面的结构是相似的。

在整个说明书和权利要求书中，为了方便起见，使用了位置关系的某些术语。术语“外侧”(或“外侧”)和“内侧”(或“内侧”)分别表示当在平面图中观察时，距转子的旋转轴线或向下指向的推进喷嘴的近似中心的更大和更小的距离。术语“垂直”、“向上”和“向下”表示大致垂直于身体护套的上部和下部翼型表面之间的中间或弦平面的方向。

第一气体置换通道 31 从推进转子 24 向外延伸至大致环形的腔室 36，然后大致向下延伸至推进喷嘴，该推进喷嘴在结构的下侧具有环形口 37。

下壁 33 形成口部的内侧边界，如 38 所示，并在平滑的外凸表面中与下机翼蒙皮 21 汇合。上壁 32 形成嘴 37 的外侧边界，如 39 所示。

气体控制环 41 形式的气体引导装置悬挂在喷嘴的外侧边界 39 附近和下方；这种布置在图 3、4 和 5 中显示得最清楚。环 41 围绕环形推进喷嘴 37 的整个周边延伸，并由围绕主体结构周向间隔开的十八个连杆 42 支撑。当环 41 处于其中心位置时，每个连杆 42 基本上是垂直的，并且在其上端 43 处通用地安装到主体结构上，并且在其下端 44 处通过有限的通用运动固定到从环的外侧表面突出的销 45 上。链节穿过主体结构中的孔，并悬挂环 41 以相对于嘴运动。37 的喷嘴。

环 41 由三个部分形成，外部 46、内部 47 和下部 48，内部 47 形成用部分 46 封闭如图 5 所示的三角形空间，下部 48 介于外部和内部的下端之间。这种箱形截面结构使环具有刚性，并且三角形空间可以用泡沫塑料材料填充以加强环。部件 47 和 48 的内侧表面提供了气体控制表面，其可以被认为三个部分：稍微向内指向的上部 49、向内指向更陡的中间部分 50 和水平向内指向的下部 51。部件 49、50 和 51 一起构成气体控制表面，其将离开嘴部 37 的推进气体大致向内导向飞行器的中心。

由部件 49、50 和 51 构成的气体控制表面本身构成了推进喷嘴的嘴部 37 的外侧边界 39 的可移动延伸部分，并且作为环 41 在其悬挂连杆 42 上移动时，气体控制表面相对于嘴部的部分将变化，从而控制从喷嘴嘴部 37 排出的推进气体的流动方向。

在飞机的后部 120 周围设置有另一个推进喷嘴，该喷嘴在飞机周边的后部周围排放。该外围喷嘴总体上以 52 表示，并且从第二气体置换通道 53 供给推进气体，该第二气体置换通道 53 在环形室 36 处从第一气体置换通道 31 引出。可以理解的是，环形室 36 中的第一和第二气体排出通道之间的接合处是弧形的，并且在接合处安装有流量比例装置，以在通道之间分配推进气体的流量。流量比例装置采用三组挡板 54 的形式。襟翼的弧形排列

54 清楚地显示在图 2 和 6 中。中心系列由六个襟翼组成，标为 54a。三个侧翼的一个横向系列用 54b 表示，另一个横向系列的三个侧翼用 54c 表示。每个系列的 5 个襟翼连接在一起移动，但是每个系列的襟翼可独立于其他系列的每个襟翼移动。因此，挡板 54a 由电动螺旋千斤顶致动器 55 移动，并由 10 56 所示的传统柔性驱动器互连。类似地，襟翼 54b 由致动器移动

57 如图 2 所示，襟翼 54c 由致动器驱动

58 也如图所示。2.折板 54b 和折板 54c 通过柔性驱动器连接在一起。

每个襟翼 54 在其外侧边缘铰接，如图 5 中的 59 所示，并且横截面通常为翼型。每个翻板在 60° 处开槽，以给螺旋千斤顶 61 提供通道，螺旋千斤顶 61 的下端 62 枢转地固定到翻板下侧的支架 63 上。螺旋千斤顶 61 的上端通过此前提及的柔性驱动器 56 互连 20，并且由各种致动器 55、57 和 58 一致地驱动，使得每个系列中的襟翼在其各自的致动器的控制下一致地移动。每个挡板 54 可在图 5B 所示的实线和虚线位置 25 之间移动。在实线位置，沿着第一气体排出通道流动的所有推进气体将被促使通过向下指向的环形喷嘴 37，而当阀瓣处于它们的虚线位置时，沿着第一气体排出通道 31 的由第二气体排出通道

53 连接的那些部分流动的所有气体将流过外围喷嘴 52。显然，气流的各种组合可以通过适当改变各种系列的阀瓣 54a、54b 和 54c 的设置来获得。

六个升降舵 64 安装在外围喷嘴 52 的中心部分的外侧；叶片呈弧形排列，并延伸 120° 的弧度。每个叶片 64 在位置和弧形延伸部 40 上对应于一个挡板 54a'，并且围绕位于从外围喷嘴 52 到所述喷嘴的垂直延伸部的大致中心的气体路径中的基本水平的轴线枢转。每个叶片 64 安装在两个间隔开的枢轴销 65 上，枢轴销 65 由凸耳 66 支撑，凸耳 66 又由横跨外围喷嘴 52 的嘴的杆 67 支撑。图 6 清楚地示出了两个杆支撑每个叶片 64 的布置。

提供了将叶片 64、50 与气体控制环 41 相互连接的装置！。因此，每个叶片的中心是一对直立凸耳 68，在凸耳 68 之间枢转地安装有连接杆 70 的外侧端 69。每个连接杆 70 的内侧端在 71 处枢转地连接在一对凸耳 72 之间，凸耳 72 固定到用于气体控制环的 55 个悬挂连杆 42 中的一个上。叶片 64 和气体控制环 41 之间的互连是这样的，当气体控制环上邻近一个襟翼 64 的一个点向内移动时，叶片 64 的外侧边缘将升高，而当气体控制环上的该点向外移动时，叶片 64 的外侧边缘将降低。如下文将解释的，这种布置确保了在从悬停(当襟翼 54 处于它们的实线位置时)到向前飞行(当襟翼 54 处于它们的虚线位置时)的过渡期间不会失去控制。

如图 1 和 3 所示，固定叶栅叶片 73 布置在外围喷嘴 54 的主要横向部分的外侧。叶片 73、76 占据了转子轴线处外围喷嘴 52 对向的弧的除中心 40 之外的所有部分，并且用于将从所述喷嘴排出的推进气体大致向后引导。安装在外围喷嘴 54 前端前方的是两组可移动的舵叶

。 5 7

如 74 所示。每组叶片由气缸 75 操作，气缸 75 又由飞行员的控制柱组件 76 控制。这些舵叶的细节和它们通过控制柱的操作在前述申请序列号 832,404 中有充分的描述。

气体控制环 41 的运动由转子 24 以与上述申请序列号 108, 365 中描述的方式相同的方式实现，关于这种操作的详细描述，应该参考该申请。简单地说，参照图 6，转子 24 安装在球形轴承 77 上，并连接到控制轴 78 上。转子 24 在轴承上的倾斜使控制轴 78 绕由隔膜 79 提供的支点枢转，使得轴 78 的下端横向移动。轴 78 的这种运动由气动系统感测，该气动系统操作气动致动器 80，气动致动器 80 通过连杆 81 连接到气体引导环。如果飞机倾斜，转子相对于机身结构倾斜，从而离开它被偏置的中立位置，从而移动轴 78 的下端以操作致动器 80，从而引起气体控制环 41 的移动以稳定飞机，如在所述申请序列号 108, 365 中充分描述的。为了飞行员能够控制飞机，轴 78 可以通过由飞行员的控制柱控制的致动器 82 倾斜，如在所述申请序列号 108, 365 中充分描述的。

现在将描述飞机的操作，因为它不同于在先申请序列号 108, 365 中描述的飞机的操作。两架飞机在悬停时的操作是相同的。在这种状态下，气体控制环 41 保持在中心位置，如图 5 所示。流量比例阀瓣 54 被保持在它们的上部位置，如图 5B 中的实线所示，并且所有沿着第一气体置换通道流动的推进气体都穿过向下的环形喷嘴。合成气流如图 7 所示，飞机支撑在一个中空的气体柱上。如果当飞机悬停时，它被一阵风击中，如在上述在先申请 108, 365 中充分描述的那样，飞机通过转子的气体导向环的运动而稳定。

在‘申请系列’第 108, 365 号中描述的飞机中，向前飞行是通过向后移动气体控制环来实现的，这样飞机就稍微向下倾斜，从环形喷管排出的气体柱向后倾斜，这样，气体柱既部分地支撑了飞机，又给了飞机向前的推力。在本发明中，向前飞行的过渡是通过打开襟翼 54 来实现的，使得沿第一气体置换通道向下流动的推进气体在飞机周围的相当大一部分上被转移到周边喷嘴 52 中。从■外围■喷嘴 52 的横向部分流出的推进气体被■固定叶栅叶片 73 向后引导。

飞机向前飞行的控制是通过升降舵 64 实现的，升降舵 64 起喷气襟翼的作用。这些叶片能够控制飞机的俯仰和滚转，因为它们分布在飞机后部大约 120° 的圆弧上。叶片 64’ 的控制。受旋翼控制轴 78 运动的影响——自动稳定飞机或由飞行员操纵操纵。叶片 64 的运动取决于气体控制环 41 的位置，以及叶片和气体之间的互连。借助于杆 70 的控制环是这样的，随着气体流过两个喷嘴，由于叶片和气体控制环的运动而施加在飞机上的力将在相同的意义上。例如，让我们假设气体控制环的后部

6

气体通过环形喷管，减少飞机后部的气流，增加飞机前端的气流，从而给飞机一个机头朝上的俯仰力矩。如果我们现在考虑气体控制环的类似运动，气体从外围喷嘴 52 排出，两个中心叶片 64 将由于气体控制环 41 的运动而升高，并且将类似地在飞机上产生抬头俯仰力矩。类似的说明也适用于其他叶片，横向系列叶片的运动将对横摇产生影响，从而使飞机可以被控制在横摇状态。通过将叶片 64 与气体控制环 41 互连，在悬停和向前飞行之间的过渡中，在襟翼 54 运动期间，飞行器的控制没有中断或间断。

在向前飞行期间，舵叶 74 一起移动以向后转移空气，但是彼此相对移动以控制飞机的偏航，如前所述。

可以看出，除了在向前飞行中的控制和从悬停到向前飞行的过渡之外，飞机类似于上述申请序列号 108, 365 中描述的飞机，并且飞机对飞行员的控制或对飞机干扰的自动控制的响应与应该参考的先前申请中描述的相同。

应当理解，在此示出和描述的本发明的形式是优选的例子，并且在不脱离本发明的精神或所附权利要求的范围的情况下，可以进行各种修改。

我声称我的发明是：

1. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；第一气体排出通道终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置排出的口部，第二气体排出通道在接合处引出第一通道，并终止于围绕结构周边的后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；通道之间连接处的可变比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第一通道到达连接处，并由此以由流量比例装置的位置确定的比例到达喷嘴；与向下喷嘴的嘴部相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部分，并且其形状适于将从嘴中排出的气体向内引导到所述凸面周围；第一致动装置，用于操作流量比例装置以在通道之间可变地分配推进气体流；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变地控制从嘴排出的推进气体的流动方向。

2. 安。具有机身结构的飞机；壁内，该结构形成第一和第二气体置换通道；■第一气体排出通道终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置排出的口，第二气体排出通道在接合处引出第一通道，并终止于围绕飞行器后部延伸的周边喷嘴

55

60

65

70

是天生的。如果所有的 75 个

结构的外围；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；通道之间连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第一通道到达连接处，并由此以由流量比例装置的位置确定的比例到达喷嘴；与向下指向的喷嘴的嘴相关联的气体引导装置；置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面形成所述外侧边界的可移动的外张力，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；由所述外围喷嘴外的结构承载的可移动升降叶片，其位置位于从外围喷嘴排出的气流中；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道之间可变地分配推进气流；第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变地控制从所述嘴排出的推进气体的流动方向；和用于改变叶片相对于结构的方位的第三致动装置。

3. 具有机身结构的飞机：该结构内的壁 30，形成第一和第二气体置换通道；第一气体置换通道终止在向下指向的推进喷嘴中，该喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置处³¹放的口，并且第二气体置换通道在接合处从第一通道引出，并终止于围绕结构周边的后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内边界，并向内弯曲 40°³²离该内边界，形成光滑的凸面，而另一个壁形成嘴的外边界；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第二通道到达连接处，然后以流量比例装置的位置所确定的比例到达喷嘴；与向下喷嘴的嘴部相关联的气体引导装置；置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于可移动地悬挂 50 邻近所述嘴的外侧边界的气体引导装置；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，³³并且被成形为将从嘴中排出的气体向内引导到所述凸表面周围；由所述外围喷嘴外的结构承载的可移动升降叶片，其位置位于从外围喷嘴排出的气流中；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道之间可变地分配 60° 推进气流；第二致动装置，用于移动气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，³⁴从而可变地控制从所述嘴部排出的推进气体的流动方向；以及独立叶片和气体引导装置的相关部分之间的互连装置，使得气体引导装置的运动引起叶片方向的变化。

4. 根据权利要求 3 所述的飞行器，其特征在于，所述叶片枢转地安装在所述外围喷嘴外的所述结构上，并且围绕横向于穿过所述外围喷嘴的气流的轴线。段落：第

一气体排出通道终止于向下导向的推进喷嘴，该喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置排出的口部，第二气体排出通道在接合处引出第一通道，并终止于围绕结构周边的后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于沿着所述第一通道将推进气体推动到连接处，并由此以由比例分配装置的位置确定的比例到达喷嘴；与向下喷嘴的嘴部相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面形成所述外侧³⁵凸起的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸起表面周围；可移动的升降舵叶片，其绕横向于通过外围喷嘴的气流的轴线枢转地安装在所述外围喷嘴的外围结构上，并且位于从所述喷嘴排出的气流中；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道之间可变地分配推进气流；第二致动装置，用于移动气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变地控制从所述嘴排出的推进气体的流动方向；以及在各个叶片和气体引导装置的相关部分之间的互连装置，使得气体引导装置的位置变化引起叶片的方向的相应变化，使得随着气体流过所述两个喷嘴，气体引导装置和叶片的相应运动各自引起以相同的方式施加在飞行器上的力。

6. 具有机身结构的飞机：该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；结构内的装置，用于沿着通道向外推动气体；第一通道通常从气体推进装置向外延伸到环形室，然后向下延伸到向下指向的环形喷嘴，该环形喷嘴在飞机的下侧具有开口；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；所述第二气体置换通道在位于所述环形室中的弓形接合处从所述第一通道引出，并且终止于围绕所述结构的外围的后部延伸的外围喷嘴；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；与环形喷嘴口相关联的气体引导装置；置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道之间可变地分配推进气流；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可变地控制从嘴排出的推进气体的流动方向。

7. 具有机身结构的飞机：内墙

禁止转载

编号

9 该结构形成第一和第二气体置换通道；结构内的装置，用于沿着通道向外推动气体；第一通道通常从气体推进装置向外延伸到环形室，然后向下延伸到向下指向的环形喷嘴，该环形喷嘴在飞机的下侧具有开口；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；所述第二气体置换通道在位于所述环形室中的弓形接合处从所述第一通道引出，并且终止于围绕所述结构的外围的后部延伸的外围喷嘴；大量的。在 sa.id 接合处并排布置并铰接到结构上的挡板，挡板可在由挡板控制的气流部分可完全通过所述喷嘴中选定的一个喷嘴的位置之间移动；与环形喷嘴口相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；第一致动装置，用于操作所述襟翼，以在通道之间可变地分配推进气流；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可 variably 控制从嘴排出的推进气体的流动方向。

8. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；结构内的装置，用于沿着通道向外推动气体；第一通道通常从气体推进装置向外延伸到环形室，然后向下延伸，终止于向下指向的环形喷嘴，该喷嘴在飞机下侧具有开口；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；所述第二气体置换通道在位于所述环形室中的弓形接合处从所述第一通道引出，并且终止于围绕所述结构的外围的后部延伸的外围喷嘴；围绕接合处以多个弧形系列排列的多个铰接活板；将一系列中的每一个副翼与同一系列中的其它副翼相互连接的装置，每一系列的副翼可在。其中由该系列控制的推进气流的一部分可以被完全引导通过选定的一个静止喷嘴；与环形喷嘴口相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以可移动地将气体引导装置悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；第一致动装置，用于用于彼此独立地操作该系列襟翼，以在通道之间可变地分配推进气流；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可 variably 控制从所述嘴排出的推进气体的流动方向。

9. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；第一气体置换通道终止于..向下指向的推进喷嘴...海英。 , a-

■嘴布置成以多个 pos-ition^ tF * L-* < hre 排放力的流向。汽油。⁷⁰从所述口中排出；可移动的升降舵叶片，其由所述外围喷嘴外的结构承载，并且定位成位于从所述喷嘴排出的气流中，所述襟翼围绕基本水平的轴线铰接；和第三致动装置，用于改变升降舵叶片相对于结构的角度。

分布在飞机下侧的周边周围，第二气体置换通道在连接处引出第一通道，并终止于围绕结构周边后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第一通道到达连接处，然后按照由流量比例装置的位置确定的比例到达喷嘴；与向下的喷嘴口相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；由所述外围喷嘴的中心部分的外围结构承载的可移动升降舵叶片位于从所述喷嘴排出的气流中的位置；叶栅叶片，其位于外围喷嘴的横向部分的外侧，以将从所述横向部分排出的推进气体导向飞行器的后方；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道 30 之间可变地分配推进气流；第二致动装置，用于移动气体引导装置，以改变气体控制表面相对于所述嘴的位置，从而可 variably 控制从所述嘴排出的推进气体的流动方向；和第三致动装置 35，用于改变升降舵叶片相对于结构的方位。

10. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；该结构内用于沿着通道将气体板推出的装置；第一通道通常从气体推进装置向外延伸到环形室，然后向下延伸到向下指向的环形喷嘴，该环形喷嘴在飞机的下侧具有开口；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并从那里向内弯曲成光滑的凸面，而另一个壁形成嘴的外侧边界；第二气体置换通道在位于环形室 50 中的弓形接合处从第一通道引出，并终止于围绕该结构的外围后部延伸的外围喷嘴；在所述连接处并排布置并铰接到所述结构上的多个襟翼，所述多个襟翼可在多个位置之间移动，在所述多个位置中，由襟翼控制的那部分推进气流 55 可被完全引导通过所述喷嘴；悬挂装置，置于气体引导装置和结构之间的悬挂装置，用于将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；。操纵所述升降舵叶片，其由所述外围喷嘴外的结构承载，并且定位成位于从所述喷嘴排出的气流中，所述襟翼围绕基本水平的轴线铰接；和第三致动装置，用于改变升降舵叶片相对于结构的角度。

禁止转载

11 12

11. 根据权利要求 10 所述的飞行器，其中所述第三致动装置包括将升降舵叶片与所述气体引导装置互连的装置，由此具有邻近气体引导装置上相关点的外围位置的各个叶片的定向随着气体引导装置的位置变化而改变。

12. 一种飞机，具有机身结构：该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；结构内的装置，用于沿着通道将气体 10 板状推出；第一通道通常从气体推动装置向外延伸到环形室，然后向下终止于向下指向的环形喷嘴，该环形喷嘴在飞机下侧具有开口；所述壁中的一个壁形成所述嘴的内侧边界，并从那里向内弯曲成光滑的凸面，而另一个壁形成嘴的外侧边界；第二气体置换通道在位于环形室中的弓形接合处 20 处从第一通道引出，并终止于围绕该结构周边的后部延伸的周边喷嘴；围绕接合处以多个弧形系列排列的多个铰接翼片；将一系列中的每个翼片与同一系列中的其他翼片 2a 相互连接的装置，每个系列中的翼片可在多个位置之间移动，在这些位置中，由该系列控制的那部分气流可被完全引导通过所述喷嘴中选定的一个喷嘴；与环形喷嘴口相关联的气体引导装置；30 悬挂装置，置于气体导向装置和结构之间，以可移动地悬挂气体导向装置，靠近所述口的外侧边界；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外板边界的可移动延伸部，并且被成形为引导从嘴中排出的气体向内围绕所述凸面；由所述外围喷嘴外部的结构承载的可移动的升降舵叶片，该升降舵叶片定位成位于从所述喷嘴排出的气流中，所述 40 个叶片围绕基本水平的轴线铰接；气体引导装置上的点和具有邻近所述点的外围位置的单个升降舵叶片之间的互连装置，使得气体引导装置的位置变化引起叶片方向的相应变化，使得当气体流过环形喷嘴时，通过引导装置的位置变化施加到飞机上的力与通过叶片方向的相应变化 50 施加到飞机上的力具有相同的意义；第一致动装置，用于独立于其他系列操作每个系列的襟翼，以在通道之间可变地分配推进气流；和第二致动装置，以移动气体引导装置，并通过互连装置移动叶片，以改变气体控制器的位置。并改变叶片的位置，从而可变地控制从每个喷嘴排出的推进气体的流动方向

总栽

13. 根据权利要求 12 所述的飞机，其特征在于，所述铰接的升降舵叶片邻近所述外围喷嘴的中心部分设置，并且固定的叶栅叶片设置在所述外围喷嘴的横向部分，以引导从所述横向部分排出的气体，所述横向部分基本上在所述飞机的后方。

14. 根据权利要求 12 所述的飞行器，包括两个系列的舵叶，所述两个系列的舵叶布置在所述第一气体置换通道中，位于所述两个气体置换通道之间的接合部的前端前方的位置处，并且位于所述飞行器的纵向轴线的相对侧上；以及用于操作舵叶以转移通过它们的气体从而控制飞机偏

航的装置。该结构形成第一和第二气体置换通道；第一气体排出通道终止于向下的推进喷嘴，该喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置排出的口部，第二气体排出通道在接合处引出第一通道，并终止于围绕结构周边的后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第一通道到达连接处，并由此以由流量比例装置的位置确定的比例到达喷嘴；“气体导向”装置与向下导向的喷嘴的嘴部相关联；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；第一致动装置，用于操作流量比例装置，以在通道之间可变地分配推进气流；陀螺仪转子，其安装在所述结构中，能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而可变地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向，所述第二致动装置响应于转子从其中间位置的倾斜而操作。

16. 根据权利要求 15 所述的飞机，包括飞行员操作的装置，以使旋翼从其中间位置倾斜，从而驱动气体引导装置。

17. 根据权利要求 15 所述的飞行器，其中沿着通道推动推进气体的装置包括构成所述陀螺仪转子的推动转子。

18. 具有机身结构的所有飞机：该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；第一气体排出通道终止于向下的推进喷嘴，该推进喷嘴具有布置成在围绕飞行器下侧的周边分布的多个位置排出的口部，第二气体排出通道在接合处引出第一通道，并终止于围绕结构周边的后部延伸的周边喷嘴；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；在通道之间的连接处的可变流量比例装置；该结构内的装置，用于推动推进气体沿着所述第一通道到达连接处，并由此以由流量比例装置的位置确定的比例到达喷嘴；与向下喷嘴的嘴部相关联的气体引导装置；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，该气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从嘴中排出的气体向内引导到所述凸面周围；由所述外围喷嘴外的结构承载的可移动升降叶片，其位置位于从外围喷嘴排出的气流中；操作流量配比的第一驱动装置

禁止转载

在通道之间可变地分配推进气流的装置；陀螺仪转子，其安装在所述结构中，能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，从而 to⁴ 可变地控制从嘴部排出的推进气体的流动方向，所述第二致动装置响应于转子从其中间位置的倾斜而操作；和气体引导装置的相关部分之间的互连装置，使得气体引导装置的运动引起叶片的 jg 取向的变化。

19. 根据权利要求 18 所述的飞机，包括飞行员操作的装置，以使旋翼从其中间位置倾斜，从而驱动气体引导装置。

20. 根据权利要求 18 所述的飞行器，其中沿着通道推动推进气体的装置包括构成所述陀螺仪转子的推动转子。

21. 具有机身结构的飞机；该结构内的壁形成第一和第二气体置换通道；结构内的装置，用于沿着通道向外推动气体；第一通道通常从气体推进装置向外延伸到环形室，然后向下延伸到向下指向的环形喷嘴，该环形喷嘴在飞机下侧具有开口；所述壁中的一个形成所述嘴的内侧边界，并向内弯曲成光滑的凸面，另一个壁形成嘴的外侧边界；第二气体置换通道从第一通道引出，在位于环形室中的弧形连接处终止于围绕该结构周边的后部延伸的周边喷嘴；围绕接合处以多个弧形系列排列的多个铰接翼片；将一系列的每个翼片与同一系列的其他翼片互连 40 的装置，每个系列的翼片可在多个位置之间移动，在这些位置，由该系列控制的那部分气流可被完全引导通过选定的一个所述喷嘴；与环形喷嘴口相关联的气体引导装置 45；悬挂装置，置于气体引导装置和该结构之间，以将气体引导装置可移动地悬挂在所述嘴的外侧边界附近；所述气体引导装置具有气体控制表面，所述气体控制表面形成所述外侧边界的可移动延伸部，并且被成形为将从口腔排出的气体向内引导到所述凸面周围；由所述外围喷嘴外部的结构承载的可移动的升降舵叶片，并且 定位成位于从所述 55 排出的气流中

喷嘴，所述叶片邻近外围喷嘴的中心部分设置，并围绕基本水平的轴线铰接；邻近外围喷嘴的横向部分的固定叶栅叶片，用于将从所述横向部分排出的气体基本上引导到飞机的后方；在气体引导装置上的点和具有邻近所述点的外围位置的单个升降舵叶片之间的互连装置，使得气体引导装置的位置变化导致叶片的方向相应变化，使得当气体流过环形喷嘴时，由气体引导装置的位置变化施加到飞行器上的力与由叶片的方向相应变化施加到飞行器上的力具有相同的意义；第一致动装置，用于独立于其他系列操作每个系列的襟翼，以在通道之间可变地分配推进气流；陀螺仪转子，其安装在所述结构中，能够相对于所述结构进行有限程度的万向运动；置于结构和转子之间的偏置装置，用于将转子偏置到结构内的中间位置；以及第二致动装置，用于移动气体引导装置，并通过互连装置移动升降舵叶片，以改变气体控制表面相对于所述嘴部的位置，并改变升降舵叶片的位置，从而可变地控制从每个喷嘴排出的推进气体的流动方向，所述第二致动装置响应于转子从其中间位置的倾斜而操作。

22. 根据权利要求 21 所述的飞机，包括飞行员操作的装置，以使旋翼从其中间位置倾斜，从而驱动气体引导装置。

23. 根据权利要求 21 所述的飞行器，其中沿着通道推动推进气体的装置包括构成所述陀螺仪转子的推动转子。

24. 根据权利要求 15 所述的飞机，其特征在于，所述机身结构是透镜形的，并由相对的翼型表面覆盖，所述翼型表面为飞机提供升力产生表面。

25. 根据权利要求 18 所述的飞机，其特征在于，所述机身结构是透镜形的，并由相对的翼型表面覆盖，所述翼型表面为飞机提供升力产生表面。

26. 根据权利要求 21 所述的飞机，其特征在于，机身结构是透镜形的，并由相对的翼型表面覆盖，这些翼型表面为飞机提供升力发展表面。

本专利文件中引用的参考文献
美国专利

2, 838, 257 Wibaidt 1958 年 6 月 10 日
2, 997, 254 马尔格雷夫 1961 年 8 月 22 日
3, 045, 951 弗里兰 1962 年 7 月 24 日
3, 067, 967 巴尔 1962 年 12 月 11 日

禁止转载

1965 年 4 月 13 日 v. gradecak 3, 177, 654

电力航天推进。系统

申请日期:1961 年 9 月 26 日

3 页-第 1 页

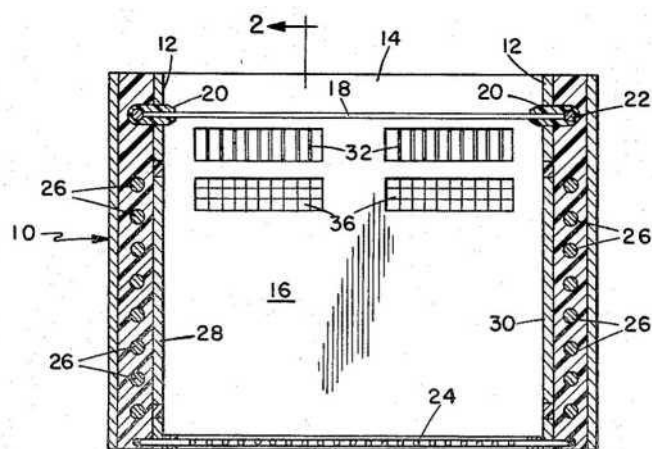


Fig. 1

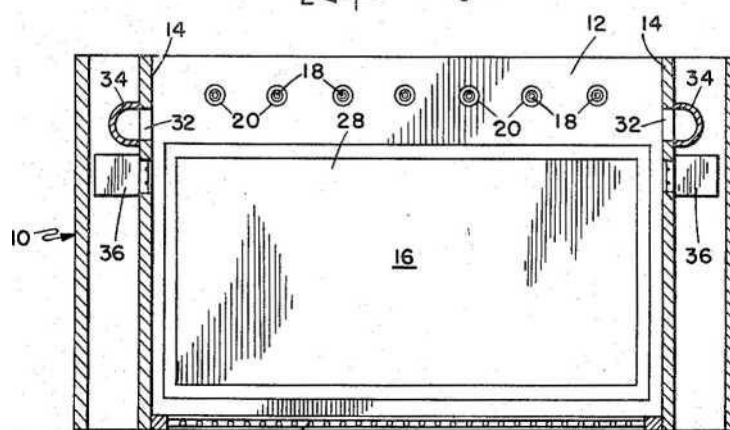


Fig. 2

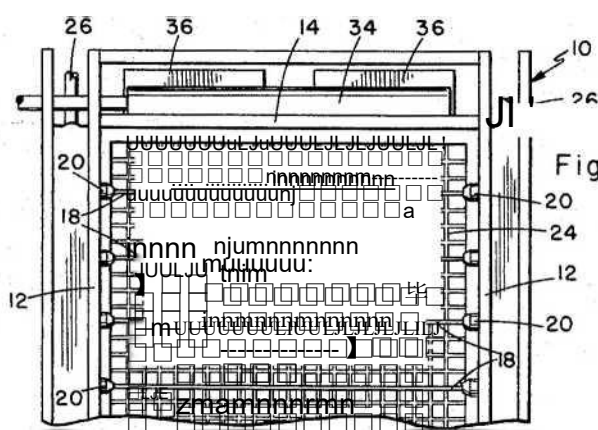


Fig. 3

INVENTOR
VJEKOSLAV GRADECAN
BY
Knox & Knox

Q475725346

禁止转载

1965 年 4 月 13 日 V. GRADECAK 3, 177, 654

电的 宇宙空间 推进系统

申请日期:1961 年 9 月
26 日

3 页-第 2 页

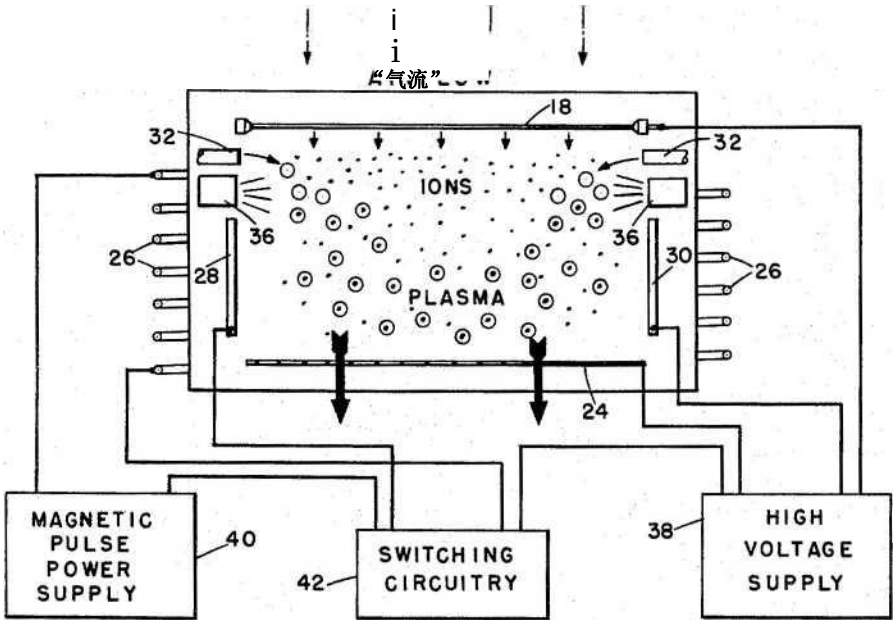


图 4

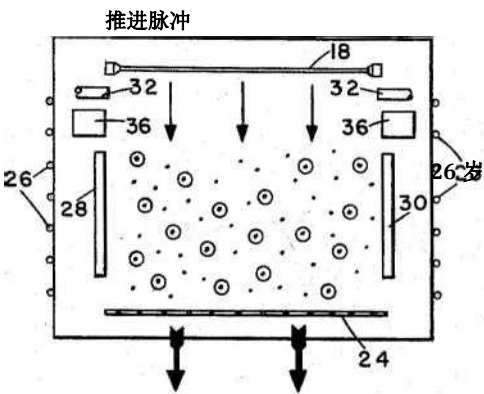


图 5

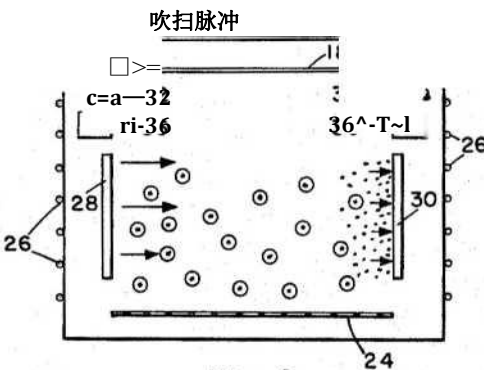


Fig. 6

8
=<□
32-

INVENTOR.
VJEKOSLAV GRADECAK

1965 年 4 月 13 日 V. GRADECAK 3, 177, 654

QQ475725346

禁止转载

1965 年 4 月 13 日 v. gradecak 3, 177, 654

\电气航天推进系统

存档的 Spi. 26, 1961 3 页-第 3 页

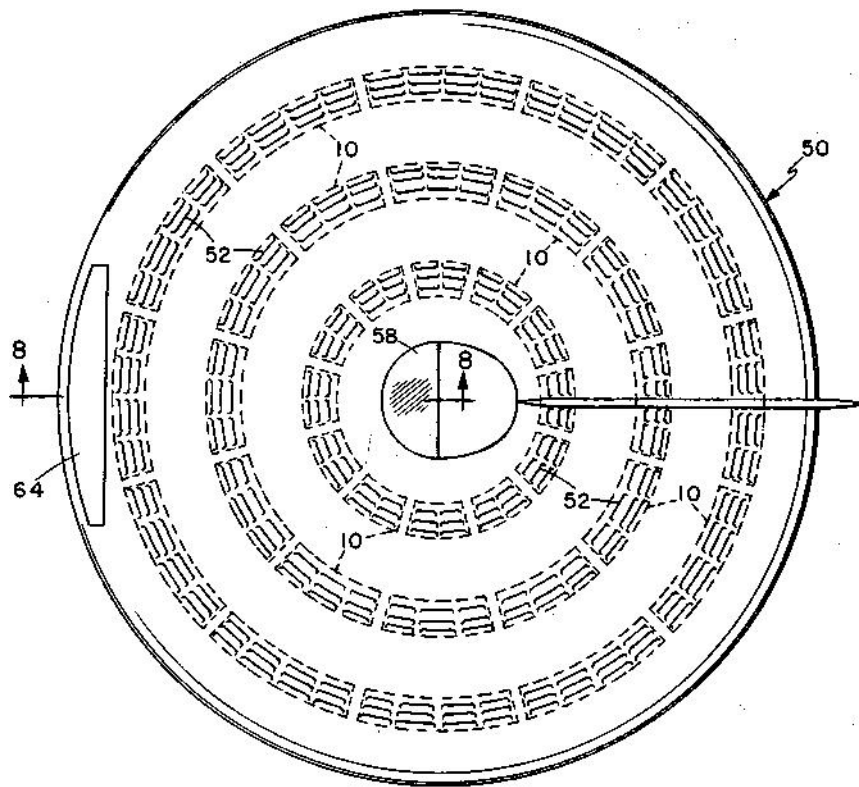


图 7

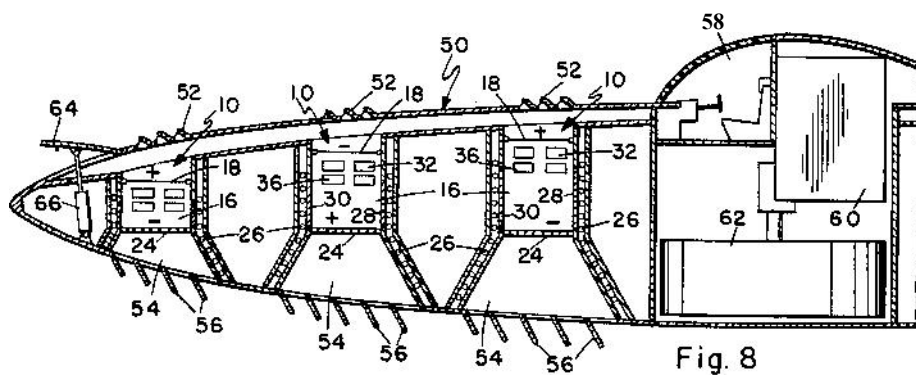


Fig. 8

INVENTOR.
VJEKOSLAV. GRADECAK

QQ475725346

左或右

3, 177, 654
——“电气”航空航天。推进系统。Vjekoslav Gradecak, 。埃尔卡洪。加利福尼亚州。转让给加利福尼亚州圣地亚哥瑞安航空公司。
于 1961 年 9 月 26 日提交, 爵士。第 140, 919 号索赔。(Ci. 60—35.5)

本发明总体上涉及推进, 具体地说, 涉及一种电动航空航天推进系统。

目前的“航天器系统和方案”主要依靠大型助推火箭的推力来完成“旅程”的初始阶段, 助推器被“投放”。当耗尽时”和另一个“推力源”用于继续旅行。对于轨道飞行和有限机动的化学燃料系统来说是足够的, 但是对于长时间的太空飞行来说, 有必要获得长时间的推力。一旦进入太空, 少量的推力就足以加速和“引导”一个运载工具和提议的系统, 包括“使用太阳能”、“光子推进”和电力推进。电力推进系统“大致”分为三类: 电热液体喷射, 其中气态推进剂被电加热并在热力学上加速; 离子火箭。静电加速的; 和磁流体动力系统, 其中等离子体被电磁场加速。——“所有这些系统都有比化学物质高得多的特殊冲动。火箭的推力非常有限, 只适合在太空中使用。

“理想推进系统”将具有高比冲。或者长期有效推力。有足够的推力举起一辆车。——直接从“地面”和“继续飞行——进入太空。-这将消除

大型助推器和“高加速度”和“振动”应力通常与“航天器”发射有关。这样的推进系统。还必须能够操作。在大气中-或者。-在太空中-而且会。从而提供“受控重返大气层”——没有由高速重返和摩擦制动引起的空气动力学加热。

主要对象。的。因此, 本发明旨在提供一种推进系统用于启用。大气层内的受控飞行, 在不改变“系统的基本操作”的情况下继续进入“太空”, 并实现扩展的太空飞行。

-在未来已知发电的条件下。-系统;-它。可以设想, 下文描述的“电力推进系统”可能适用于起飞和地面着陆技术。

本发明的另一个目的是提供一种电力推进系统, 其中使用极高的电压来电离冠状放电场中的流体, 电离的流体被极高功率的磁脉冲加速, 这在推进室中产生收缩效应。

本发明的另一个目的是提供一种电力推进系统, 其中推进单元室的两端都是开放的, 从而在大气中, 空气被允许进入该室并电离以形成等离子体, 未电离的空气被加速的等离子体夹带并增加到质量流中以增加推力。

本发明的另一个目的是提供一种电力推进系统, 其中胶体的供应被用作在空间运行的等离子体源, 电离被附近的辅助辐射源增强。日冕放电。

又一个。本发明的目的是提供一种电力推进系统, 该系统可以作为单个单元或者分布在整个航空航天器中的多个单元来操作, 该系统交替单元的极性反转, 以避免在

本发明的最后一个目的是提供一种推进系统, 其中该单元在推进脉冲之间清除多余的电子, 以避免电极之间产生电弧。

考虑到这些和其他目的, 本发明。在于元件的新颖构造、组合和布置, 这将在下文的说明书中描述, 特别是在权利要求中指出, 并在附图中示出, 附图形成了本公开的重要部分, 其中:

图 1 是单个推进装置的横截面图;
图 2 是沿 F 1 的 2-2 线截取的剖视图。URE 1 号;
图 3 是系统图 4;
图 5 是脉冲阶段;

部分: “单元”的俯视图;
推进装置的示意图。推进力

图 6 是推进脉冲之间操作的示意图; ""', ":-" ""'
图 7 是装有多种推进装置的航空航天器的俯视图。单位; 。和

图 8 是放大的剖视图。图 7 中的线“8-8”。
相似的数字标记表示相似的元件。贯穿附图的各个视图的部分。” “.” “是的,

推进装置的结构

现在参考。'图 1-3-, 。推进器。单元 10 被图示为具有侧壁的矩形盒状结构。12。和端墙。14', 封闭了在顶部和底部基本敞开的腔室 16。墙壁是中空的或由合适的厚度构成, 以封闭与装置相关的电线和次要附件。间隔开的平行放电电极 18 在侧壁 12 的上端之间延伸, 放电电极 18 可以是支撑在绝缘体 20 之间的金属棒, 并且至少在一个“端部”连接到绝缘体 20。公共高压导体 22。横跨...低端。室 1' 6 是一个筛状或网状网格 24。在侧墙内。12 是垂直的。隔开。电磁线圈 26 可以完全缠绕在单个单元的腔室 16 周围, 或者作为具有公共电磁体部分的多单元组件的一部分从每一端延伸。

彼此相对的电极 28 和 30 安装在侧壁 12 的内表面上或内表面中。在端壁 14' 内和电极 18 的正下方是胶体注入腔 34。的供给导管 34。-以下。入口“32”是辐射源 36。流体。并且腔室中的胶体受到辐射。根据尺寸和具体的安装, 该结构在细节和构造上可以有很大的不同, 所示的布置仅仅是一个例子。

的操作。推进装置

如图 4 所示, 电极。-18 连接到。高压电源 38 的一侧和电网 24 “接地”..另一边。其中, 从“顶部”到“底部”提供高电位。16 号室。为实现“期望的结果”, 可以设想大约一百万伏或更多的电势。高电压引起电极 18 的冠状放电, 使附近的气体或流体电离。在大气中, 空气用作工作流体, 腔室 16 的上部填充有空气和离子的混合物, 离子被吸引到极性相反的栅格 24。当从电源 48 向电磁线圈 26 施加高电流脉冲 70 时, 产生磁力线轴向有效的磁场

穿过房间。这驱动离子以相当大的加速度向下运动，这种现象通常被称为“箍缩效应”。因此，由工作流体和离子形成的等离子体被向下驱动通过栅格 24，通过反应产生推力。相当多的空气被吸入。等离子体的运动又大大增加了质量流量，因此可感知。推力可以在大气中获得。另外。去。“高电压、极高电磁功率脉冲”。-仔细考虑，大约是几百万安培。。由于实际电源可能有所不同，因此未说明具体类型。例如，静电发生器可以提供所需的高电压，而电容器组可以提供高电流脉冲。

由于每个磁脉冲可能不足以驱动充满等离子体的腔室完全通过栅极 24，腔室中过量电子的积累可能导致击穿路径并引发电极 18 和栅极之间的电弧放电。这将停止等离子体流 20 并导致推力损失。为了避免这种情况的发生，在板电极 28 和 30 之间建立了一个电势，该电势垂直于电磁场，并根据极性使多余的电子“被吸引到一个或另一个板电极上”。25 必要的电压。可以通过适当的减少从高压电源 38 获得。为了确保在适当的时间适当地清除多余的电子，电路必须连接到。电磁线圈 26 和平板电极 28 和 30 耦合到高速开关电路 42 以交替操作。因此，在图 5 所示的推进脉冲中，等离子体被电磁场向下驱动，而在图 6 所示的清除脉冲中，多余的电子被扫向平板电极 30。取决于工作频率，开关装置 35 可以是电子的、机电的或任何其他合适的类型。

应当注意，没有指明具体的极性。都不是。根据电极 18 和 40 的极性，可以在电极 18 和 40 上产生相反极性吸引的正离子或负离子。网格 24。此外，板电极 28 和 30 之间的电场可以是任何方向。

在空气稀薄的“极端海拔”或太空中，工作流体必须由合适的 45° 供给源提供。工作流体可以是胶体、金属粉末、吸湿盐或气体的形式，它们可以。是。通过入口 32 注入腔室 16。电子附着在胶体分子上，形成电荷..粒子。离子迁移率低，比离子化的空气颗粒大 50 倍，因此提供了容易被电磁场作用的高质量等离子体。在图 4-6 中，胶体粒子用空心圆圈表示，电子用圆点表示，圆圈包含代表带电粒子的圆点。55

为了帮助胶体的电离，辐射被用来使胶体粒子不稳定并促进电子的捕获。辐射可能来自紫外线、x 光或伽马射线源、■射频激发等。因此，源 36 以盒的形式独立设置，并设置在入口 32 的正下方，以照射出现的颗粒。

辐射源 36 可用于增强空气的离子化，而无需胶体注入。或者胶体可以是。注射。必要时，增加推力 65 ■的“大气”行程，

■应用于航空航天飞行器

推进装置■适用于许多不同类型的旅行车辆。在大气层或太空中，如 70 架飞机、轨道卫星或星际飞行器。车辆”图示。作为例子，图 7 和 8。。是。总体上以 50 表示的圆盘形航空航天器。一些。推进装置 10，每个都

有趣的是，describ^mre-Thtributed 在共 75 个中心环内。盘状主体，其上表面设置有百叶窗 52 以允许空气进入。百叶窗显示为固定的，但可以调节并具有关闭装置。推进单元 10 具有穿过船的下表面向下开口的单独的发散喷嘴 54，开口装配有枢转叶片 56，枢转叶片 56 可以选择性地调节到不同的角度。角或完全闭合。

根据所需的控制程度，电磁线圈 26 可以作为一个大线圈连续缠绕在推进单元的整个环上，或者缠绕在单个单元上。线圈 26 围绕喷嘴 54 向下延伸，以尽可能长时间地继续等离子体加速，从而获得最大效率。

在船的中央部分是一个舱室 58，包含所有必要的控制和仪器，布置是可变的。在中心部分还有一个动力单元 60，它可以是一个高速燃气轮机或一些类似的动力源，以驱动为车辆提供工作动力的发电机 62。核动力源可用于远程操作，尽管涡轮机具有明显的优势，因为废气可用作工作流

体，在推进装置中产生等离子体。单元之间的各种空间和隔间可用于容纳电气设备、电容器组、控制器、胶体、燃料和生命维持必需品，如氧气和水。

如果所有的推进装置具有相似的极性并产生相似电荷的粒子，飞行器下游的等离子体体积聚将导致高电势空间电荷，这将阻止更多带电粒子的喷射并破坏推力。。已经提出了将带相反电荷的粒子注入废气流以中和电荷的方案，但是涉及的问题很多。用。如图所示的多单元推进系统，通过使交替的单元以相反的极性运行，避免了空间电荷的积聚，如图 8 所示，下游混合提供电荷中和。

为了确保在大气中向前飞行时有足够的空气供应，飞行器上表面的前缘装有由千斤顶 66 或类似机构驱动的铰接襟翼 64。当挡板 64 打开时，空气。在 ram 效应下被接收并分配到各种推进装置。下部叶片 5-6 可以被偏转以向后引导等离子体流用于向前推进，或者向前引导用于减速。叶片 56 垂直时，飞行器可以根据施加到推进装置上的动力悬停、上升或下降。叶片可以是机械的、电动的或流体操作的，带有适合于飞行员的控制装置。这种系统是众所周知的。

At。在低海拔或稠密大气中，脉冲磁场可以以相对低的频率工作，而在稀薄大气或太空中，高频脉冲是理想的。。脉冲可防止带电短路路径的建立和随后的电弧放电，尤其是在电阻较低的近真空环境中。设想极高的电压和高磁脉冲电流。提供比以前提出的系统高几个数量级的推力，多个单位可以在很大的面积上产生可观的总推力。

应当理解，推进系统可以安装在各种构造的车辆中，并且各个单元适当分布。如果这些单元是可独立操作的，或者至少一些邻近车辆外围的单元是可独立操作的，方向控制可以通过适当单元的差动推力操作来实现。

优势

由于推进单元可与多种工作流体一起操作，因此如此装备的车辆可

哦，不，不 ET

在大气层中机动，爬升到任何高度。从“大气”到“空间”的转换是在没有任何变化的情况下完成的。基本推进系统，不需要辅助推进装置。如果涡轮机被用作主要能源，废气在空间提供了工作流体，如果需要的话可以添加胶体。推力至关重要。只有大气层。“还有——克服引力。在轨道或太空中，推力很小。是必需的。维护。以舒适的速度加速或减速。价格。

0

该系统特别“适合”超大型、低密度飞行器，其中“大量推进装置”可以分布在相当大的面积。大型卫星可以直接放置在轨道上，完全组装和装备，或者太空飞行器可以在轨道上推进。完全受控的星际旅行。登陆。其他星球。可能是通过使用现有的行星。大气提供工作流体。

在返回地球的过程中，重返大气层可能会以一种渐进的、可控的方式进行，避免摩擦加热和剧烈减速。一进门。

大气，。空气又来了。用作工作流体。

据了解，小的“变异”形式的。本文公开的发明”可以在不脱离本发明的情况下进行。的精神和范围。本发明、说明书和附图仅被认为是说明性而非限制性的。

I. claim:-

1. - An - ionized jet- propulsion" system, - comprising: an open ended chamber;

0

a source ..of ions comprising a corona field, emission electrode at -one end of said chamber; - a-grid electrode at-the other end of said chamber; - a source - -of high voltage connected between. . said. grid electrode - and . said corona field emission electrode; .

electromagnetic field producing means around said " chamber- to provide a field, the lines of force - of which- . are substantially axially divergent of said chamber;

a ' pulsed source . of power connected to said field produc- - : ing -means to ' drive ions .toward said grid electrode; . 40

工作流体源，其被导入所述室中，以与其中的离子形成等离子体；

和一个“-”表示生产。在电磁场脉冲之间的所述室的横向电场，用于从室中清除多余的电子。

2. 一种电离喷射推进系统，包括：-

一个开口的腔室；-

离子源，包括位于所述室一端的“电晕”场发射电极；在所述室的另一端的栅电极；

连接在所述栅电极和所述电晕场发射电极之间的“高压源”；

所述腔室周围的电磁场产生装置，用于提供场。其中的力线。所述腔室基本上轴向发散；gg

连接到所述场产生装置的脉冲电源，用于驱动离子朝向。说。栅电极；

工作流体源被导入所述腔室。。以形成其中含有离子的等离子体；

在所述 GQ 腔室的横向产生电以清除多余电子的装置；以及开关装置，可操作用于在电磁场脉冲之间施加所述最后提到的电场。

3. 一种电离喷射推进系统，包括：

一端开口的腔室；

离子源，包括位于所述室一端的电晕场发射电极；

在所述室的另一端的栅电极；

连接在所述 grid _1 电极和所述电晕场发射电极之间的高压源；

围绕所述腔室提供磁场的电磁场产生装置，其磁力线基本上与所述腔室轴向发散

chamber, QQ47572534

接到所述场产生装置的脉冲电源，用于将离子驱动向所述栅电极；

工作流体源，其被导入所述室中，以形成其中具有离子的等离子体；

所述高压源提供大约一百万伏特的电势。-我。

4. 根据权利要求 3 所述的电离喷射推进系统，其特征在于，所述脉冲电源的输出在-a 数量级..十万安培。

5. 一种电离喷射推进系统，包括：端部开放的腔室；

离子源，包括位于所述室一端的电晕场发射电极；

在所述室的另一端的栅电极；

连接在所述栅电极和所述电晕之间的高压源。场发射电极；

围绕所述腔室的电磁场产生装置，以提供场，该场的磁力线基本上在所述腔室的轴向上发散；

连接到所述场产生装置的脉冲电源，以驱动离子朝向所述“栅格”电极；所述室暴露于大气中，由此夹带环境空气。室中的等离子体流。

6. 一种电离喷射推进系统，包括：-端部开放的腔室；

离子源包括位于一端的电晕场发射电极。所述腔室； -:

“在所述”室的“另一端”的栅电极；

连接在所述栅电极和所述电晕场发射电极之间的高压源；电磁场产生。所述腔室周围的装置提供场线。所述腔室的“力”基本上轴向发散；

连接到所述场产生装置的脉冲电源，用于向所述栅电极驱动离子；

所述室暴露于大气中，从而夹带环境空气。通过等离子体流。在-。室；

所述室具有邻近所述离子源的入口；以及通过所述入口将胶体注入所述腔室的装置。

7. 电离喷射推进系统。权利要求 6，包括通过所述入口将胶体注入所述腔室的装置；

和邻近所述入口的辐射源，以照射胶体并增强其与来自所述离子源的离子的结合。

8. 在车辆中，该组合包括：

可操作地安装在所述车辆中的多个电离喷射推进单元；每个所述推进单元包括在车辆表面具有出口端的开口室；

离子源，包括位于所述室一端的电晕场发射电极；

位于所述室的另一出口端的栅格电极；连接在所述栅电极和所述电晕场发射电极之间的高压源；围绕所述腔室的电磁场产生装置，以提供场，场的力线基本上是腔室的轴向发散的；

连接到所述场产生装置的脉冲电源，用于向所述栅电极驱动离子；

工作流体源，其被导入所述室中，以形成其中具有离子的等离子体；

所述推进单元交替地连接以产生相反极性的离子，由此从那里的组合放电基本上是中性的。

9. 根据权利要求 8 所述的组合，其中，所述车辆具有空气入口，所述空气入口向所述推进单元提供环境空气，用于由其中的等离子流夹带。

10. 根据权利要求 9 所述的组合，包括在所述推进单元的出口端的角度可调的导流叶片。

11. 在车辆中，该组合包括：
可操作地安装在所述车辆中的多个电离喷射推进单元；
每个人都说。推进装置，包括在车辆表面具有出口端的开口室；
a. 包括电晕场发射电极的离子源-在所述室的一端；
另一个出口有一个栅电极。所述腔室的末端；
连接在所述栅极 i0 和所述电晕场发射电极之间的高压源；
围绕所述腔室的电磁场产生装置，以提供场，场的力线基本上是腔室的轴向发散的；
连接到所述场产生装置的脉冲电源，用于向所述栅电极驱动离子；
工作流体源，其被导入所述腔室中，以形成其中含有离子的等离子体；
用于在所述室的横向产生电场的装置；20
开关装置，其被连接以操作电磁脉冲之间的所述最后提到的场，从而从腔室中清除多余的电子；
并且所述推进单元交替地连接以产生相反极性的离子，由此由此产生的组合放电基本上是中性的。
12. -在车辆中，-该组合包括：
可操作地安装在所述车辆中的多个电离喷射推进单元；
所述推进单元中的每一个都包括在车辆表面具有出口端的开口室；
在所述室的一端包括电晕场发射电极的离子源；

位于所述室的另一出口端的栅电极；连接在所述栅电极和所述“电晕场发射”电极之间的高压源；所述腔室周围的电磁场产生装置，用于提供场，场的力线在腔室中基本上是轴向发散的；
连接到所述场产生装置的脉冲电源，用于向所述栅电极驱动离子；
工作“流体”源，其被“引导”到所述“腔室”中，以形成其中具有离子的等离子体；
所述腔室具有延伸的出口喷嘴；
所述电磁场产生装置围绕所述喷嘴延伸；
并且所述推进单元交替连接以产生相反极性的离子，由此此。由此产生的组合放电基本上是中性的。

参考文献-由审查员引用

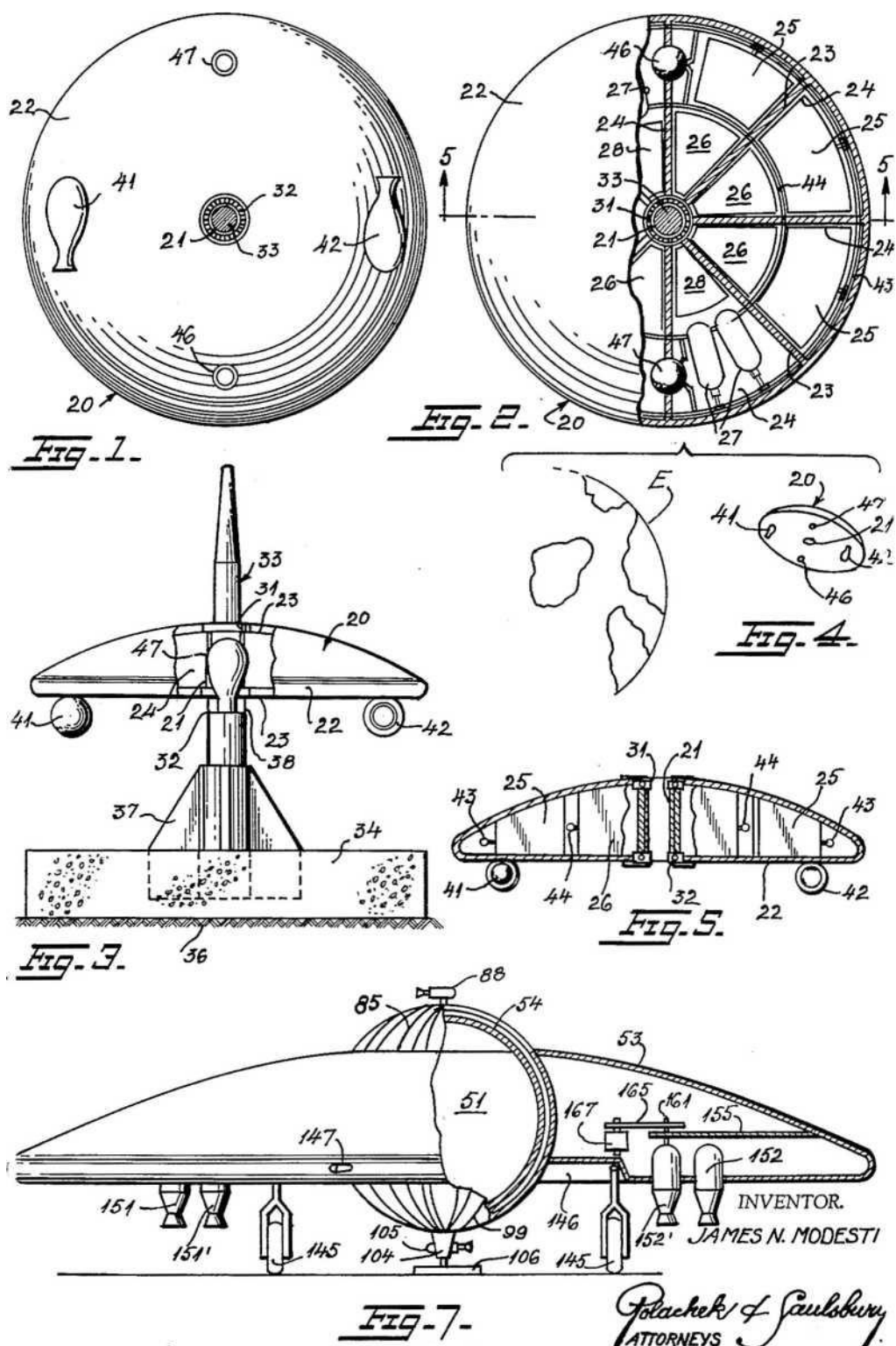
美国专利

1, 363, 03.7 12/20 戈达德。
1, 687, 550 10/28 埃雷特__ 60—35.5' 2, 826, 708 5/58 福斯特__ 60—35.5
2, 880, 337 3/59 Langmuir 等人。
2, 93'6, 969 - 5/60 - GrnTilli 等人..____ 60-35.5
2, 940, 689 5/60-豪威尔-60-35.5
2, 952, 970 9/60 布莱克曼 60—35.5
3, 014, 154-1^/61 • 埃勒斯等人— '60—35.5 3, 032, 978 5/62 '库恩—__—60—35.5
3, 041, 824 7/62 Berhman 60—35.6
3, 050, 652- 8/62 鲍德温' 60—35.5
3, 052, 088 9/62" Davis et nl。 _____-60—35.5

主考官塞缪尔·莱文。

1965 年 8 月 10 日 J. N. MODESTI 3, 199, 809

圆形机翼飞行器



1965 年 8 月 10 日 J. N. MODESTI 3, 199, 809

Q47572534

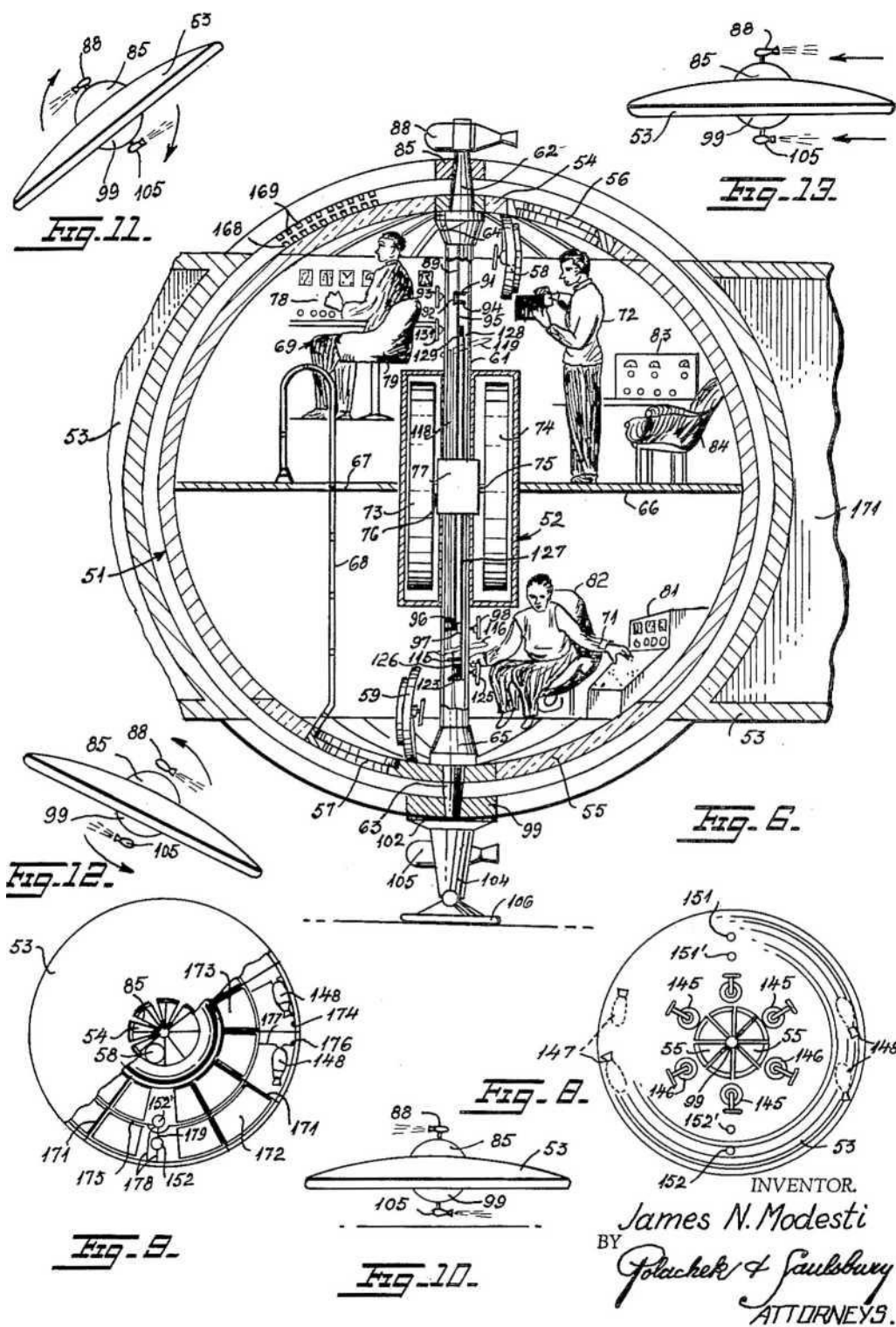
禁止转载

1965 年 8 月 10 日 J. N. MODESTI 3, 199, 809

圆形机翼飞行器

于 1963 年 8 月 12 日提交

3 页-第 2 页

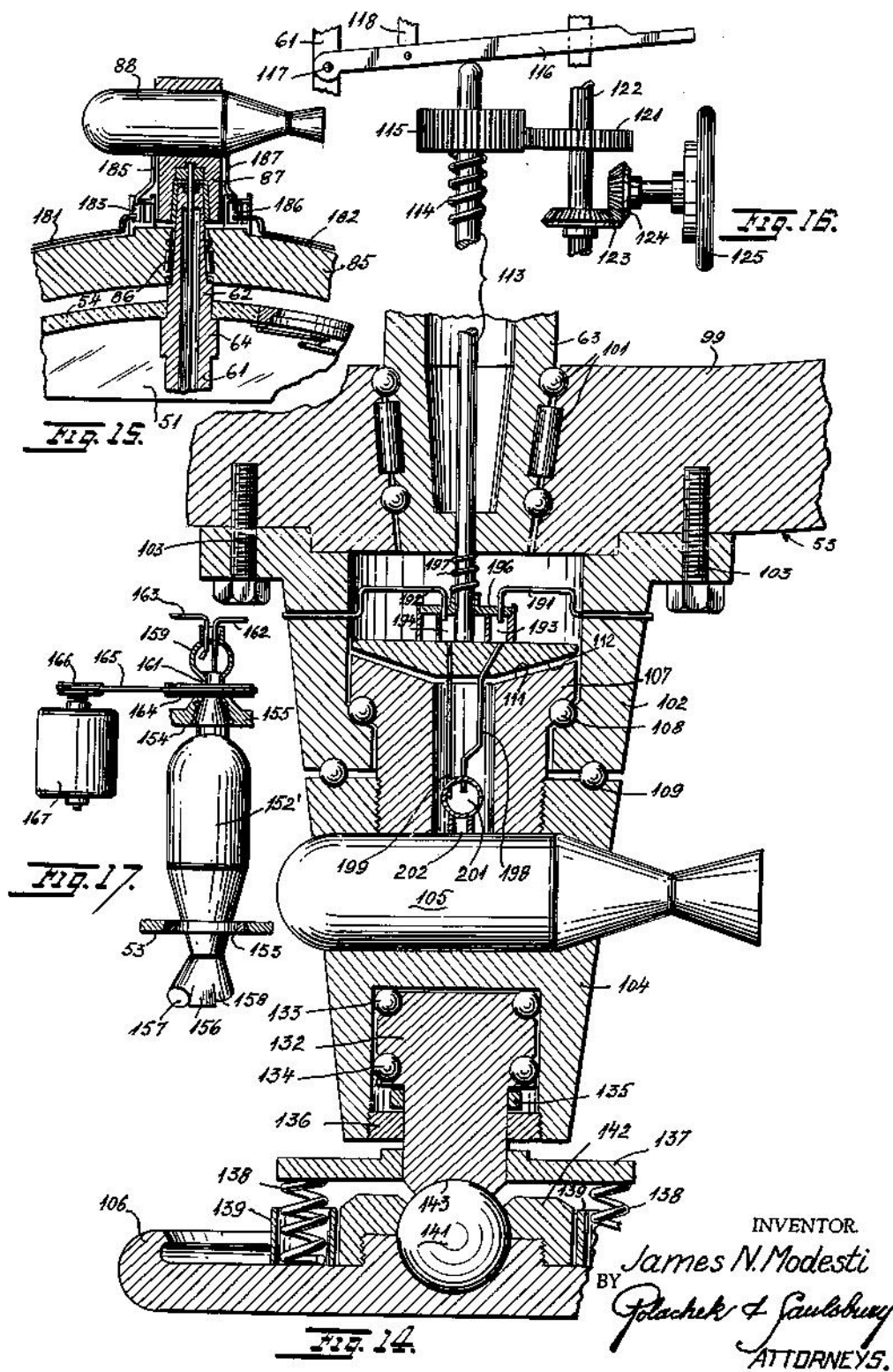


QQ475725346
禁止转载

圆形机翼飞行器

于 1963 年 8 月 12 日提交

3 表-表 3



J. N. modesti 3, 199, 809

QQ475725346

禁止转载

3, 199, 809
圆形机翼飞行器
詹姆斯 n.谦虚! 纽约西 94 街 914 号
于 1963 年 8 月 12 日提交。爵士。第 301, 317
号
7 索赔。(Cl. 244-12)

本发明涉及实验性和有人驾驶的圆翼飞行器。
本发明的主要目的是提供一种垂死的飞行器, 该飞行器能够在其自身的推进下从地面发射并在任何方向操纵。用于起飞和着陆, 并且还具有多个周向间隔开的可缩回起
本发明的另一个目的是提供一种实验类型的飞行器, 该飞行器可以从发射杆发射, 火箭发动机将围绕该发射杆旋转, 当飞行并通过与垂直延伸的火箭发动机结合的空气箔片圆形机翼器不旋转时, 该起落架轮, 并且架轮可以通过隔间的顶部和底部进行观察, 并且其中当飞行器在地面上准备起飞和着陆时, 圆形箔片可以支撑在单个枢轴脚上。
本发明的另一个目的是提供一种考虑到上述目的的濒死飞行器, 其具有可在飞行器顶部和底部彼此独立转动的火箭发动机, 用于在飞行中操纵飞行器。
本发明的另一个目的是提供一种飞行器, 该飞行器具有旋转的圆形机翼或翼型, 其中燃料供应箱将被设置并旋转, 使得燃料将在离心作用产生的压力下被压入火箭发动机。
本发明的又一个目的是提供一种飞行器, 其包括具有垂直延伸的枢轴柱和圆形机翼或翼型横截面的舱, 该圆形机翼或翼型横截面在舱上枢转并枢转到柱, 并由水平延伸的火箭发动机旋转, 并适于由垂直延伸的火箭发动机支撑的旋转翼型机翼提升, 并且其中某些垂直延伸的马达形成并适于通过它们的喷射作用绕着它们的垂直轴线旋转, 并且用于驱动发电装置, 该发电装置可以向飞行器提供电流, 并且电操作的旋转飞轮稳定装置支撑在隔间中心的枢轴柱上, 并且由来自火箭操作的发电机的电流提供。
本发明的又一个目的是提供一种旋转型飞行器, 其中当飞行器飞行时, 在地面上开始的旋转速度可以保持。
本发明的另一个目的是提供一种由水平延伸的旋转火箭发动机、垂直延伸的推力火箭发动机、可操纵的顶部和底部发动机操作的旋转圆形翼片型载人飞行器 55, 利用该飞行器, 发动机的开启和关闭控制飞行器的飞行和方向, 并且其中这由简单的控制系统 60 和简单的油的致动以及为相应的火箭发动机提供的开关来实现, 以根据飞行员的意愿来开启和关闭。
本发明的另一个目的是提供一种由水平和垂直延伸的火箭发动机操作的飞行器, 其中火箭发动机的主体将被封闭在圆形箔片内, 但排气或点火锥体从飞行器的下表面突出。
。; -。It-iss- a .更远的物体- ■^/the^wsnit^on 到; 提供-; 。用标准- '7-a '-Opiningiteni; 带轮毂 a 的 flying-c-CFT; 单身 pivotitooto^设备, 例如火箭发动机、众所周知的燃料箱和仪器, 并且在使用中高效和有效。
为了更好地理解本发明, 结合附

图参考以下详细描述, 其中
图 1 是根据本发明的一种形式构造的实验飞行器的仰视图,
图 2 是实验装置的局部俯视图。飞行器被拆开来展示其内部结构, 升力喷气火箭发动机和燃料舱,
图 3 是发射杆的正视图, 飞行器支撑在发射杆上准备起飞,
图 4 是飞行中的飞行器离开地球表面的示意图,
图 5 是飞行器的局部正视图, 被剖开以显示其中心结构,
图 6 是根据本发明的改进形式构造的放大的局部载人飞行器, 该视图以截面示出了搁置在地面上的飞行器的内部,
图 7 是停放在地面上的载人飞行器的正视图, 着陆轮伸出以将飞行器支撑在地面上, 飞行器的部分被剖开以显示其内部结构,
图 8 是载人飞行器的仰视图, 示出了收回的着陆轮以及垂直提升和水平延伸的旋转喷射火箭发动机的位置,
图 9 是载人飞行器的局部俯视图, 其中飞行器的一侧被剖开以示出在外部圆盘内的内部火箭,
无花果。图 10、11、12 和 13 分别是示意性视图, 示出了地面上准备起飞的载人飞行器, 并且在飞行中由导向喷气发动机控制, 以使船从左和右水平, 并且水平移动船,
图 14 是载人飞行器底部的放大垂直截面图, 特别是起飞和着陆枢轴脚的放大垂直截面图,
图 15 是载人飞行器顶部的放大垂直剖视图, 特别是上部转向喷气发动机机构,
图 16 是转向器控制机构的一部分的局部正视图, 并且
图 17 是运行喷气火箭的组合升降和旋转发电机之一的正视图。
现在特别参考图 1-3 参考图 1 至 5, 首先将描述实验海宁工艺。该飞行器总体上以 20 表示, 并且总体上包括中心套筒 21, 该中心套筒 21 位于翼型横截面 22 的盘形机翼或翼片的中心, 该中心套筒从内部径向延伸肋 23 上向外延伸, 从而提供翼片 22 的外表面。在肋 23 之间, 设置有三角形

用于容纳散装液体燃料和氧气罐 25 和 26 的隔间 24。在某些其他隔室中，设置有加压液体燃料瓶 27，其被加压以供应其内容物。所有这些罐可以是任何期望的形状，但是优选在不同的隔间中具有相同的尺寸，以容纳相同体积的液体燃料和氧气，从而在飞行器的所有隔间中保持平衡的重量。导向控制和泵阀设备 28 设置在相对的瓶室 24 中。它们将被特别地保持和支撑，以抵抗由离心作用产生的巨大应力。

在中心套筒 21 的上端是滚珠轴承组件 31，在中心套筒的底端是滚珠轴承组件 32。中心套筒 21 和滚珠轴承组件 31 和 32 接收部分锥形的发射杆 33，飞行器在该发射杆上下旋转以帮助其起飞。该发射杆 33 在其下端嵌入在地面 36 上的大型混凝土结构 34 中，并通过嵌入的径向延伸的侧肋 37 充分支撑在该混凝土结构 34 上和内部。当圆形翼飞行器位于发射杆周围时，由底部滚珠轴承组件 32 支撑在肩部 38 上。

在圆形箔片 22 的直径相对侧悬挂在圆形箔片 22 的下方，以实现飞行器在发射杆 33 上和飞行中的旋转 4 是水平延伸的液体燃料和氧气供应的喷射火箭发动机 41 和 42，它们彼此平行，与飞行器的中心等径向间隔，并切向延伸 39 以产生围绕飞行器中心的旋转力，以产生回转效应，从而保持飞行器平衡。

这些喷射火箭发动机 41 和 42 通过抽吸泵以及离心作用从三角形隔间 24 中的任何燃料和氧气罐和瓶子中供应液体燃料和氧气。燃料和氧气罐 25 和 26 以及瓶 27 分别在其外端通过各自的供应管 43 和 44 连接到喷气发动机或以任何其他合适的方式连接，由此燃料和氧气将由于它们在飞行器中的位置而在离心力的作用下从罐中供应到这些旋转发动机。在飞行器的旋转和离心作用获得之前，加压燃料瓶 27 可以在压力下将燃料和氧气一起从燃料箱供应到这些水平延伸的火箭发动机 41 和 42。包括适当定位的泵和阀的燃料和氧气供应系统将调节和控制供应源的选择，该供应源将用于不同的喷气发动机，水平的和垂直的将很快被提及。然而，应该理解的是，将利用离心作用来供给火箭。当达到高转速且需求量很大时，使用液体燃料和氧气的发动机。

在飞行器在发射杆 33 上建立起旋转速度后，径向相对的垂直推力喷射火箭发动机 46 和 47 被打开，并将立即将飞行器带到空中。这些立式发动机的燃料和氧气供应可以来自任何燃料和氧气罐，通过任何管道和通过构成系统一部分的选定阀门的操作。因此，这种阀和控制器可以是任何期望的传统类型，例如，如美国专利第 2, 939, 648 号所述。

然后可以操作引导控制设备 28。关闭水平发动机 41 和 42，飞行器的向上推力可以通过垂直推力火箭发动机 46 和 47 保持向上飞行。如果飞行器没有垂直推力，控制设备将关闭垂直推力器。-如果有漂移，-垂直的

动。这种仪器可以采用任何众所周知的遥控开关操作设备的形式，例如美国专利号 2, 939, 020 或 2, 930, 955 中所示的设备。

因此，垂直和水平火箭发动机 46 和 47 以及 41 和 42 可以根据控制设备的需要启动和停止。飞行器可以从一个或两个垂直马达的启动和停止被操纵和导航，以根据需要从地面或从其它飞行器通过任何合适的常规控制无线电装置倾斜盘，例如，如美国专利第 2, 939, 020 号所示。

该飞船将有大量的燃料供应，并被允许在仪器控制根据制导控制设备的模式和地面仪器或其他飞船自由操纵。当所有的火箭发动机关闭时，飞行器可以向地面漂移，并通过旋转发动机 41 和 42 再次返回陆地 20。

现在特别参考图 1-36、7、8 和 9，将描述载人飞行器。提供了球形的中央隔室 51，其由回转机构 52 和 25 保持不转动，圆盘或圆形箔片 53 围绕回转机构 52 和 25 高速旋转。

内部球形隔室 51 足够大以舒适地容纳飞行员，并且是完全封闭的。隔间 51 的顶部和底部是如分别在 54 和 55 处所示的玻璃，并且这些玻璃外壳中分别具有用于进入和离开隔间 51 的活板门开口 56 和 57。它们分别由锁定舱门 58 和 59 关闭。

中央中空枢轴柱 61 从隔间的底部垂直延伸到顶部，并具有顶部和底部短轴 62 和 63，它们分别从与隔间接合的相应肩部扩大部 64 和 65 延伸穿过隔间 51 的顶部和底部并固定在其上防止旋转。

隔间 51 由地板 66 分隔开，以为飞行员、导航员和副驾驶提供上部 and 下部空间。它们可以穿过地板 45 中的开口 67，并越过梯子 68 进入空间之间。飞行员、副驾驶和导航员分别用 69、71 和 72 表示。

有一个双重控制，这样每个飞行员都可以从机舱 51 的上部或下部空间控制船只。上层空间的飞行员将控制起飞和上升，而下层空间的飞行员可以控制着陆。他们分别通过各自的顶部和底部玻璃罩 54 和 55 进行观察，这些玻璃罩 54-55 为飞行器提供了窗户圆顶。舱门关闭时，整个舱室 51 是气密的，并且可以由飞机上为此目的提供的常用设备加压。

为了防止隔间 51 转动，盘状翼 53 以下面将要描述的方式绕其高速旋转。垂直枢轴柱 61 在隔间的中心点支撑回转机构 52。该机构 52 具有两个电动机飞轮 73 和 74，电动机安装在飞轮内，由火箭驱动发电机提供的电流驱动，该发电机将在后面提到，并分别支撑在轴 75 和 76 上，轴 75 和 76 从安装套筒支架 77 向外延伸，安装套筒支架 77 在舱室和飞行器的中心位置固定到垂直柱 61 上。这些飞轮分别以非常高的速度在相同的方向上被驱动，并且将围绕垂直于旋转箔片的轴线的轴线产生回转作用，以防止罐装隔室 51 重新打开 75 随着外部圆形箔片 53 旋转

一个 ORET

并且水平电机可以由构成控制设备一部分的仪器来启

旋转。如美国专利第 2, 939, 648 号所公开的那样, 通过速率陀螺机构, 可以以任何常规方式增强稳定性并防止翻滚。

上部空间中的飞行员 69 具有可从他的座位 79 接近的控制面板 78, 并且飞行器飞行中使用的导航仪器位于控制面板 78 上。着陆飞行员配备有稍微类似的控制面板 81, 他可以在他的椅子 82 上操作。这两个飞行员都有手动方向盘控制装置, 这将在后面详细描述。导航器 72 在他的椅子 84 附近有一个数据面板 83* 和他可能需要的手动工具。

盘形翼型 53 具有开口顶部轮毂和开口星形结构 85, 中空柱 61 的短轴 62 穿过该结构延伸 6 和 15。短轴 62 通常是锥形的, 以保持结构 85 与球形隔室 51 的外表面间隔开, 并且具有推力球和滚柱轴承组件 86, 以提供基本上自由的旋转, 几乎没有倾向于使隔室与盘空气箔片 53 一起旋转的摩擦。

在短轴 62 的静止外端, 连接有用于转动的安装帽 87, 该安装帽 87 支撑水平延伸的顶部转向火箭发动机 88。该帽火箭发动机可以通过向下延伸穿过枢轴柱 61 的轴 89 在水平面内成角度地调节。该轴 89 具有一个锥齿轮 91, 该锥齿轮 91 由一个齿轮 92 和一个位于杆 61 上的手 93 转动, 该杆 61 易于被飞行员 69 触及。与齿轮 91 相对的齿轮 94 与齿轮 92 啮合, 轴 95 通过枢轴柱从齿轮 92 向下悬垂, 并具有锥齿轮 96, 锥齿轮 96 可由齿轮 97 和邻近副驾驶员 71 的手轮 98 转动。因此, 通过这种 35° 传动, 副驾驶员和飞行员可以转动顶部转向火箭 88。

在船的底部和隔间 51 的底部玻璃外壳 55 之下是星形毂结构 99, 锥形底部短轴 40 的轴 63 悬挂在其上, 并通过组合的滚柱和滚珠轴承组件 161 与其连接, 类似于顶部短轴 62 上的上部滚柱和滚珠轴承组件 8-5, 从而允许圆形箔片 53 绕枢轴柱 61 和载人装置自由旋转。~隔间 51, 图 6 和 14。悬垂的套筒轴承支架 102 肩接在底部星形毂结构 99 的下侧, 并通过紧固螺栓 103 固定。gg 可转向地连接到轴承座 182, 以将更详细阐述的方式, gg 是组合的转向火箭和着陆脚支撑构件 104, 其承载水平延伸的底部转向引导火箭发动机 165 和着陆脚组件 186。该支撑构件 104 具有装配在支架 102 中的向上延伸的突起 167(图 2)。并且由滚珠轴承 108 支撑以防止其向下移动, 同时支撑构件本身由滚珠轴承 109 保持抵靠支架 102 的下端, 以抵消支撑构件 104 的向上推力, 同时 gg 飞行器被支撑在其着陆脚 106 上并且飞行器被着陆。向上延伸的突出部 107 在其上端具有圆锥形离合面 111, 该离合面 111 可由圆锥形可移动离合构件 112 接合, 该离合构件 112 固定到垂直可调节的操作杆 113 的下端, 该操作杆 113 向上延伸穿过短轴 63。压缩弹簧 114 围绕操作杆 113, 并在操作齿轮 115 之间起作用 16, 固定到杆 113 的上端和枢轴柱 61, 以正常地保持离合构件 112 不与离合器面 111 接合, 允许带有转向火箭 105 和着陆脚 106 的支撑构件 104 自由并保持静止, 同时圆形箔片 53 绕枢轴高速旋转

post 61 and compartment 51.

QQ47572534

当需要使用底部转向火箭 165 时, 离合构件 112 通过与操纵杆上端的接合被压下, 该接合是通过副驾驶 71' 可触及的手柄 116 实现的, 并且在一端 117 处枢转到枢转柱 61 的一侧, 并通过枢转柱的相对侧向外延伸。连接杆 118 从手柄 116 向上延伸并穿过枢轴柱 61, 连接杆 118 与另一个手柄 119 连接, 飞行员 69 或导航员 72 可以接近手柄 119, 由此他们也可以压下离合器 112 来操作底部转向火箭 105。

在离合器构件 112 与离合器表面 111 接合的情况下, 提供机构来实现火箭支撑构件 104 和火箭 195 的转动, 并且该机构包括齿轮 121, 该齿轮 121 固定到操作轴 122 并向上延伸穿过枢轴柱 61, 并且可在固定到离合器操作杆 113 的齿轮 115 上滑动并与之啮合。伞齿轮 123 固定在操作轴 122 上, 齿轮和轴由与伞齿轮 123 啮合的伞齿轮 124 和副驾驶 71 可接触的手轮 125 转动。如果需要, 传统的减速齿轮可以插入齿轮系的任何部分, 以减小传递给车轮 125 的扭矩。

为了飞行员能够同样地实现底部火箭 105 的转向, 锥齿轮 126 接合齿轮 124, 并且由垂直延伸的杆 127 驱动, 该杆 127 向上延伸穿过枢轴柱 61, 并且在其上端具有锥齿轮 128, 并且由飞行员容易接近的锥齿轮 129 和手轮 131 操作。

现在从该机构应该很明显, 顶部和底部转向火箭 88 和 105 可以彼此独立地转动, 并且指向不同的方向, 当需要自由转动时允许底部转向火箭 105, 如当使用着陆脚 166 时。

底部火箭支撑件 104 的下端是中空的, 并容纳轴承座 132, 轴承座 132 具有上滚珠轴承组件 133 和下滚珠轴承组件 134, 轴承座 132 通过套环 135 和拧入支撑件 104 底端的保持板 135 保持在支撑件 184 内。圆形板 137 紧紧地固定到轴承座 132 的突出下端, 压缩弹簧 133 从圆形板 137 悬垂, 压缩弹簧 133 在围绕圆形板 137 的成角度间隔开的位置处固定到圆形板 137。着陆脚 186 连接到弹簧的下端, 并具有围绕弹簧 138 的套筒 139, 以保持其线圈彼此轴向对齐, 从而在飞行器着陆在脚 106 上时实现最大的弹簧作用。脚组件可以在滚珠轴承 133 和 134 上绕其垂直轴旋转, 推力由滚珠轴承 133 吸收, 但是为了允许脚 106 倾斜并使其自身与地面水平, 通用球 141 通过螺纹保持帽 142 保持在脚上, 并与设置在轴承座 132 的下突出端上的凹面 143 接合。

为了进一步将飞行器支撑在地面上, 并且可以在起飞和着陆时发挥作用, 六个周向间隔开的可缩回着陆轮 145 可以缩回到圆形箔片 53 的底表面中的井 146 中 7 和 8。当飞行器在地面上时, 它将因此不仅由着陆枢轴脚组件 106 支撑, 而且由可缩回的起落架轮 145 支撑。这些着陆轮 145 用于起飞, 直到圆形翼 53 达到预定的旋转速度, 并且直到回转作用开始生效, 以在枢转脚组件 186 上平衡飞行器。在飞行器着陆时, 着陆轮 145 下降。在飞行器在着陆枢轴上着陆后

一年后

脚组件 106, 并且在圆形薄片 53 的旋转速度已经充分降低之后, 使得轮子 145 可以在地面上操作而不会破裂或严重磨损。在着陆表面光滑的情况下, 可以降低轮子进行初始着陆。包含在盘内并以任何常规方式从机舱远程控制的任何适当且众所周知的起落架操作机构, 如通过无线电, 可用于伸出和缩回起落架机轮。

在盘状箔片 53 的外周内, 在其直接相对的两侧分别安装有成对的串联布置的水平延伸的火箭发动机 147 和 148, 它们的排放喷嘴端延伸穿过箔片 53 的底面, 以排放到大气中并旋转圆形箔片 53。通过主要位于圆形箔片 53 内的火箭发动机 147 和 148, 箔片 53 的旋转阻力大大减小。

这些水平火箭发动机 147 和 148 燃烧液体燃料和氧气, 并且当启动时将导致圆形箔片 53 高速旋转, 并且当达到足够的速度时, 飞行器可以在其枢转脚组件 106 上平衡, 并且起落架轮 145 缩回。该盘可以通过任何期望的手动方式旋转, 无论是从外部还是在机舱内, 直到跳闸开关 169 被致动以启动马达。然后飞船准备垂直上升。从圆形箔片 53 的下侧突出的火箭发动机的排放喷嘴端部优选稍微向下倾斜, 并且从切线稍微径向向内指向。这样布置的这些喷嘴将产生轻微的提升效果, 足以将圆盘翼的侧面向上保持在枢转脚组件上, 并允许起落架缩回。

随着圆形箔片 53 在枢转脚组件 106 上旋转并且着陆轮 145 缩回, 主要的垂直升力由成对的垂直延伸的火箭发动机 151、151' 和 152、152' 实现。这些垂直火箭发动机也主要安装在圆形箔片 53 内, 它们的排放喷嘴从圆形箔片 53 的下表面向下伸出, 对箔片 53 的转动只有轻微的阻力。当水平火箭发动机稍微偏离它们的中心时, 这些垂直发动机直接保持在它们的中心, 这样它们就会产生真正的垂直推力。每对中的这些垂直火箭发动机 151、151' 和 152、152' 在成对中彼此径向间隔开, 并且成对的火箭发动机分别设置在彼此成 180 度角的圆盘箔片的相对侧上, 并且与相应的成对水平发动机 147、148 成 90 度角, 并且在它们之间周向间隔开, 如图 2 最佳所示 8。

每对内部垂直火箭 151' 和 152' 安装在圆形箔片 53 内, 以绕其轴线高速旋转, 见图 17。这些火箭发动机分别安装在位于其排放端的水平导向轴承组件 153 和位于火箭上部的垂直推力和水平轴承组合组件 154 的上端, 并位于水平延伸的分隔壁 155 内。因此, 火箭发动机可以在这些轴承内旋转。

垂直延伸的火箭发动机 152' 的排放端具有一个中心点火口 156 和两个径向偏离中心点火口的点火口 157 和 158, 以便在火箭发动机点火时实现火箭发动机 152' 绕其轴线的旋转。为了能够在火箭发动机旋转时向其供应燃料, 倒置的杯状混合室 159 接收前端供应源

通过各自的支管 162 供应燃料和氧气。和 163。

突出部 161 还承载大滑轮 164, 滑轮带 165 从大滑轮 164 延伸至发电机 167 的驱动滑轮 166, 发电机 167 将向回转机构

9

底部转向火箭发动机 105 可以在圆形箔片 53 和悬垂支架 102 相对于支撑构件 104 和由支撑构件 104 承载的火箭发动机 105 高速转动时不受干扰地被供应。传统的燃料泵(未示出)可用于向火箭发动机 S3 和 105 供应燃料, 尽管燃料可通过重力流向底部火箭发动机 105。

飞行器在飞行时可以由可操纵的顶部和底部火箭发动机 88 和 195 来操纵。- 1C 倾向于水平方向, 并且以示意图中最佳示出的方式 10, 11, 12 和 13。这些转向火箭发动机 88 和 105 由固定舱 51 承载, 不受圆形箔片 53 的影响。由于火箭发动机 88 和 105 在 15 个相反的侧面方向上延伸, 并且它们可以转动 360 度, 以在任何径向平面上操作, 通过假设它们都在相同的径向平面上, 喷射作用将如图 1 所示被实现

11 将飞机水平放在右侧, 使其处于水平位置, 如图 2 所示 10, 或者颠倒顶部和底部火箭发动机 88 和 105, 飞行器可以从图 1 所示的位置向左水平 12 移动到图 1 所示的水平位置 10。当飞行器在飞行中处于水平 25° 位置时, 希望将飞行器向左移动, 如图 1 所示如图 13 所示, 火箭发动机 88 和 105 沿相同方向延伸, 并被操作以将飞行器向左移动。如果火箭发动机从图 1 所示的位置 30 转动 180 度

section 161 for rotation therein. The mixing chamber is

52 的电机驱动飞轮 73 和 74 以及其操作所需的各种辅助和控制设备提供电流。因此为整个飞行器提供了两个这样的火箭 151' 和 152' 以及两个这样的发电机 167。

在飞行员 69 上方的舱壁 51 上是多个突起 168, 数量为十个, 分别对应于在该飞行器操作中使用的相应火箭发动机。蜘蛛网结构 85 上有 15 个系列。相应的悬垂的双作用单向传统跳闸开关 169, 其可以分别通过突出部 168 的延伸来操作。这些开关将被分别连接到电子控制系统中, 以根据驾驶员 69 从其面板 78 或副驾驶员从其控制面板 81 的意愿打开和关闭火箭发动机 20。控制面板 78 和 81 以及导航面板 83 都可以具有仪器, 从这些仪器可以容易地确定飞行器的工作。

圆形箔片 53 由径向延伸的肋 171 分隔成隔间, 它们具有相同的尺寸, 并且其中设置有燃料和氧气容纳箱 172 和 173, 燃料和氧气容纳箱 172 和 173 又具有相同的尺寸, 并且保持向主体 30 供应相同重量的燃料和氧气, 并且始终保持船只平衡。水平和垂直电机分别供应, 如图 2 所示如图 9 所示, 通过圆形管道 174 和 175, 管道 174 和 175 在其外周与相应的燃料和氧气罐 172 和 173 连接, 使得随着圆形箔片 53 高速转动, 燃料和氧气将在离心力的压力下被输送到火箭发动机, 并且液体和氧气的推力被输送到相应罐的外周。支管 176 和 177 从相应的圆形管线引出 40, 以供应相应的水平火箭发动机 147 和 148, 而支管 178 和 179 用于供应到相应的圆形管线 174 和 175 引出的垂直火箭发动机 151、151'、152 和 152'。

顶部转向火箭发动机通过支管 181 和 182 供应燃料和氧气 15, 从相应的圆形管线 174 和 175 引出。支管 181 通向由环形可转动板 5Q 184 封闭的外部环形室 183。管道 185 由火箭发动机 88 承载, 并通过可转动板 184 悬垂到环形燃料供应室 183 中。

与环形室 183 同心的是内部环形室 186, 该内部环形室 186 也被可转动板 184 封闭, 用于向从室 186 通过板 184 通向火箭发动机 88 的管道 187 供应氧气。以这种方式, 火箭发动机 88 被供应燃料和氧气, 并且还允许转动以操纵飞行器, 同时允许圆形翼片 53 和轮毂结构 85 相对于火箭发动机 88 高速旋转。

底部转向火箭发动机 195 类似地由支管 191 和 192 供应燃料和氧气, 支管 191 和 192 分别从各自的圆形管道 174 和 175 通向各自的同心环形外室和内室 193 和 194, 并由可翻转盖板 196 关闭, 离合器部件 112 的操作杆 113 穿过盖板 196 向下延伸。盖板 196 通过压缩弹簧 197 保持在腔室 194 上, 压缩弹簧 197 作用在枢轴柱 61 的短轴 63 的底面上。管道 198、199 分别从相应的环形室 193 和 194 通过离合器构件 112 通向倒置的杯形混合室 201, 火箭发动机 105 上的入口供应构件 75、202 通过轴颈连接到该混合室 201。以这种方式-

13 飞行器可以向右移动。随着转向火箭发动机 38 和 195 分别偏离共同的径向平面, 矢量运动的组合或合成可以同时“影响”飞行器。

35

现在应该清楚的是, 已经提供了一种实验性的和载人的飞行器, 该飞行器虽然具有保持不旋转的中心体, 并且可以适于容纳飞行器的人员, 但是具有旋转的圆形翼片, 该圆形翼片由火箭发动机以高速旋转, 以将飞行器置于由陀螺仪作用产生的稳定状态, 并且由设置在圆形翼片中的垂直火箭发动机提升, 并且扫过飞行器的下侧, 以给飞行器提供垂直推力。

更明显的是, 已经利用离心作用给液体燃料和氧气施加的压力来供给火箭发动机。更明显的是, 已经提供了足够的手段来操纵该飞行器。

虽然详细的结构中可以进行各种改变, 但是应该理解, 这些改变应该在由所附权利要求限定的本发明的精神和范围内。

声称的是:

1. 一种飞行器, 包括一个中心体和一个可旋转的圆盘状翼型机翼, 该机翼轴颈支撑在中心体上, 水平延伸的火箭发动机分别承载在圆形箔片的相对两侧, 并基本上沿切线方向延伸, 用于在中心体上旋转圆形机翼, 以在飞行器上提供回转作用, 垂直延伸的火箭发动机分别设置在圆形机翼的相对两侧, 以向下排放气体, 从而在回转作用下提供飞行器的升力, 该回转作用具有

以及用于向所述火箭发动机供应燃烧燃料和气体的装置。

2. 如权利要求 1 所述的飞行器，其特征在于，所述圆形机翼具有外围布置的隔室，所述燃料和气体供应装置包括燃料和氧气供应罐，所述燃料和氧气供应罐对称地形成并对称地设置在所述隔室中，使得当带有罐的圆形机翼绕中心体旋转时，飞行器能够保持平衡，并且供应管线从所述燃料和气体罐的外围引出，以利用由机翼产生的离心作用将燃料和氧气推送到火箭发动机。

3. 如权利要求 1 所述的飞行器，其特征在于，所述中心体设置有从飞行器的下侧延伸穿过其上侧的中心开口，用于接收发射杆，飞行器在其由火箭发动机提供动力时可以从该发射杆发射用于垂直上升。

4. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述中心体包括适于载人的舱，所述舱具有从顶部和底部延伸并彼此轴向对齐的轴，并且所述圆形机翼具有顶部和底部星形毂结构，所述星形毂结构接收所述轴以使圆形机翼绕其旋转，以及用于在所述圆形机翼绕其旋转时限制所述中心体旋转的装置。

5. 如权利要求 4 所述的飞行器，其特征在于，所述中心体还包括从舱的顶部延伸到底部的枢轴柱，以支撑舱并具有整体形成在其上的所述轴，所述中心体旋转限制装置包括由舱中心的所述枢轴柱承载的电驱动飞轮，并适于旋转并提供回转稳定作用。

6. 如权利要求 1 所述的飞行器，包括从圆形机翼的中心垂下的单独枢转着陆脚结构，所述着陆脚结构包括固定到所述圆形机翼的支架、枢转地连接到悬垂支架和着陆脚

脚支撑构件、以及用于将所述着陆脚普遍且可旋转地连接到支撑构件的装置。

7. 如权利要求 1 所述的飞行器，包括从所述圆形机翼的底部中心居中悬垂的枢转着陆脚结构，以及一系列可缩回的起落架轮，所述起落架轮相对于彼此周向间隔开并设置在圆形机翼的底部，所述起落架轮从起落架枢轴径向移除并围绕起落架枢轴，并且用于在飞行器闲置在地面上时支撑飞行器，并且在飞行器着陆时减少圆形机翼围绕着陆枢转脚的旋转。

审查员引用的参考资料

美国专利

2, 939, 648 7/60 弗莱斯纳 244-12

外国专利

533, 751 9/55 意大利。

535, 469 11155 My。

547, 021 8/56 Iaaly。

米尔顿·巴克勒，主考官。

主考官 FERGUS S. MIDDLETON。

禁止转载

1966 年 3 月 1 日 W. M. WILLIS 3, 237, 888

飞机

于 1962 年 9 月提交

4 页-第 1 页

Fig. 1

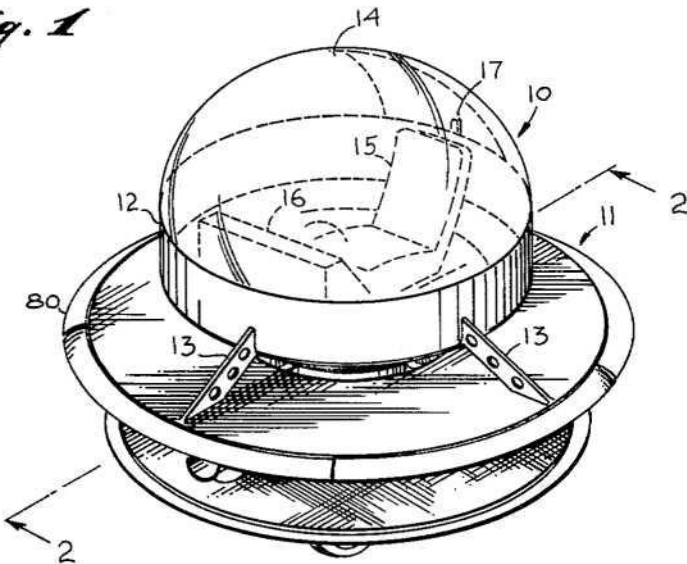


Fig. 8

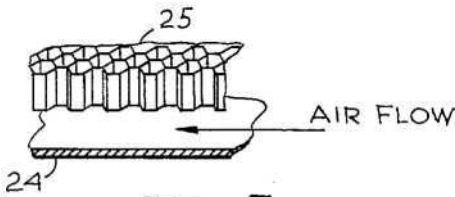
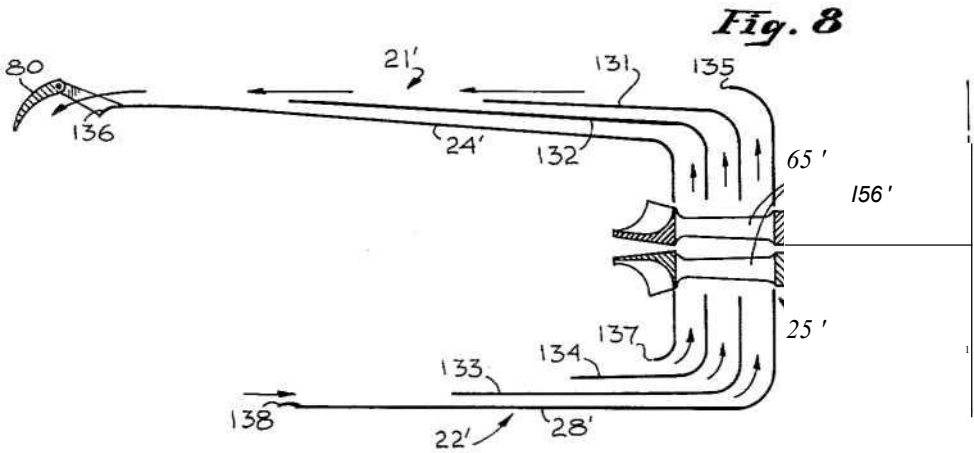


Fig. 3

威廉·H. 威利斯
INVENTOR.

BY

David L. Ryan

A&Eivr

QQ475725346

1966 年 3 月 1 日 W. M. WILLIS 3, 237, 888

一个 ORET

飞机

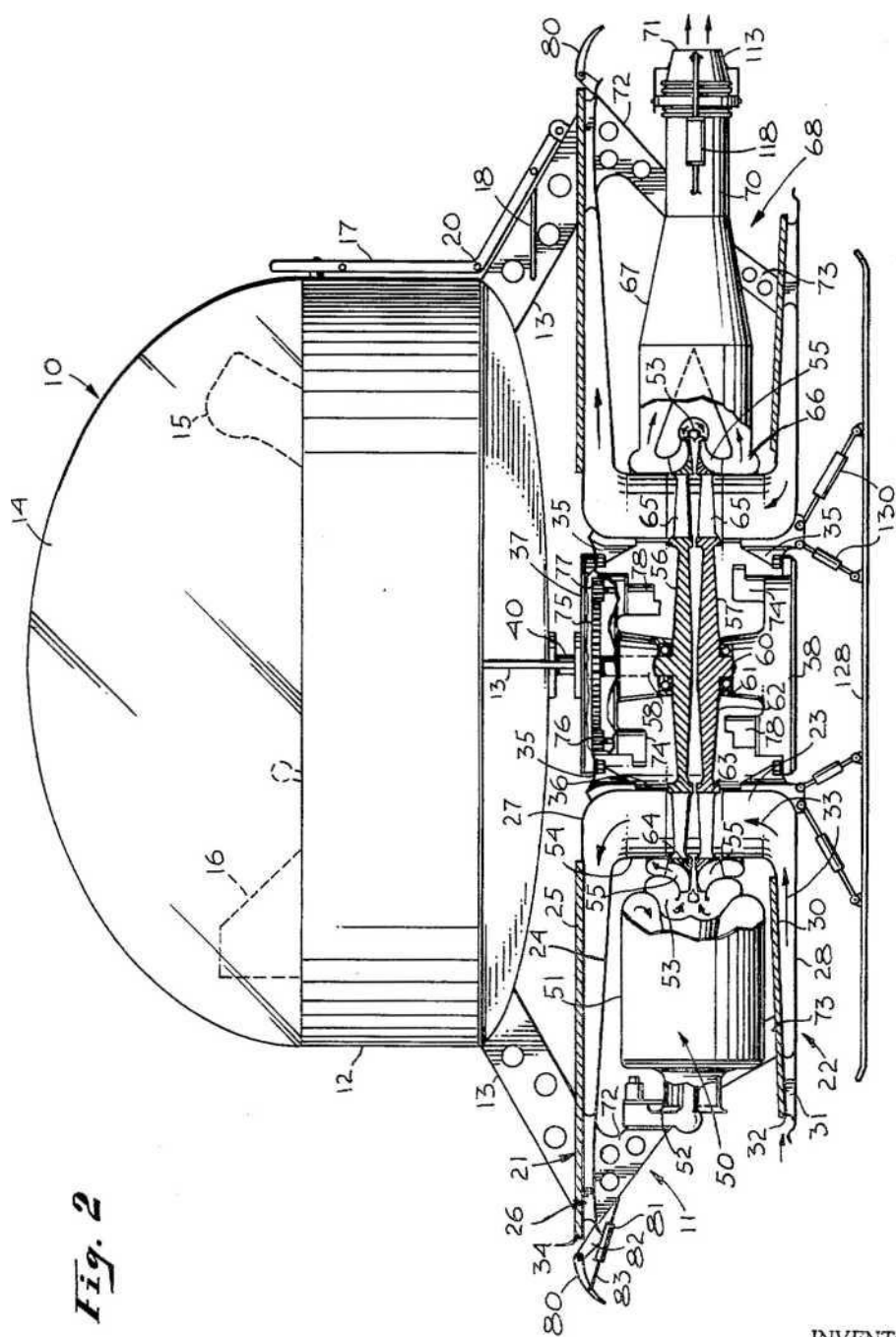


Fig. 2

INVENTOR.

于 1962 年 9 月提交

WJLL/AM M. WILLIS

BY

Donald L. Ryan

4 页-第 2 页

代理人

OQ475725346
禁止转载

1966年3月1日

W.M. WILLIS

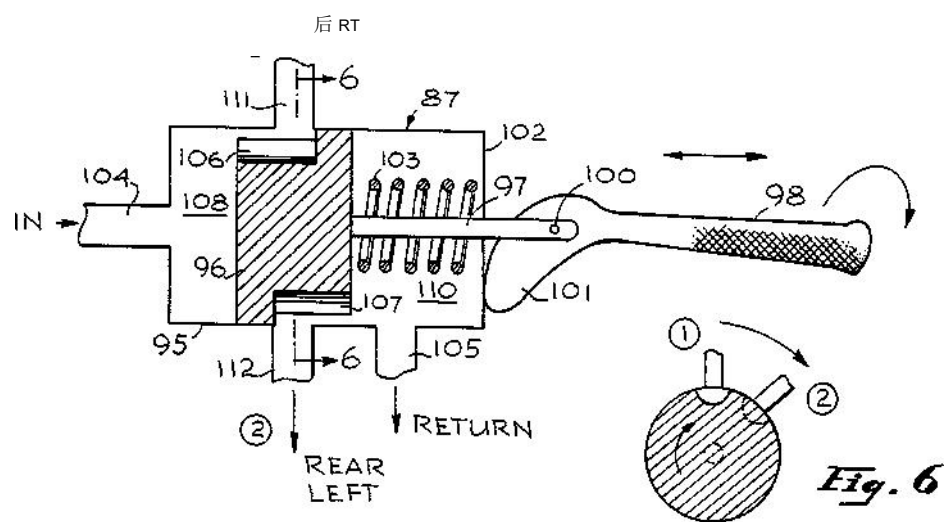
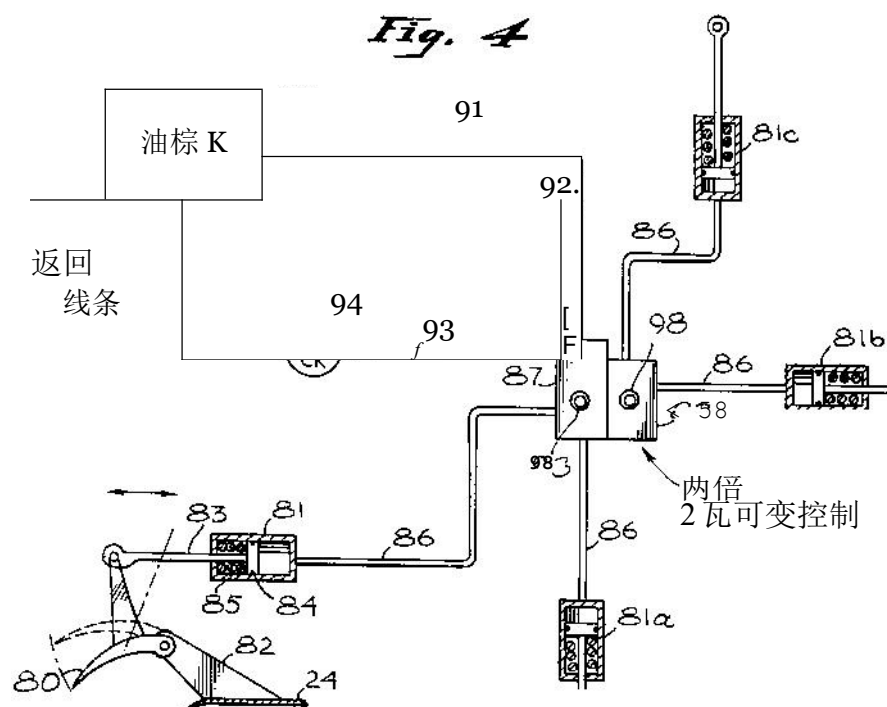
3 237 888

飞机

于 1962 年 9 月提交

4 页-第 3 页

Fig. 4



INVENTOR.

W/LUAM M. W/LL/S

BY

Y
Donald E. Ryan

禁止转载

 $\uparrow GENT$

1966 年 3 月 1 日 W, M. WILLIS 3, 237, 888

于 1952 年 9 月提交

飞机

4 页-第 4 页

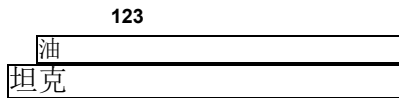


Fig. 7

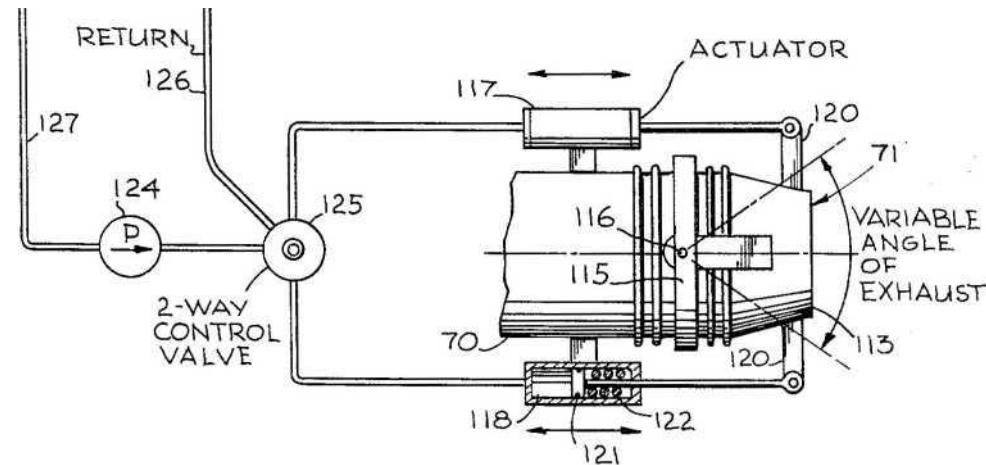


Fig. 9

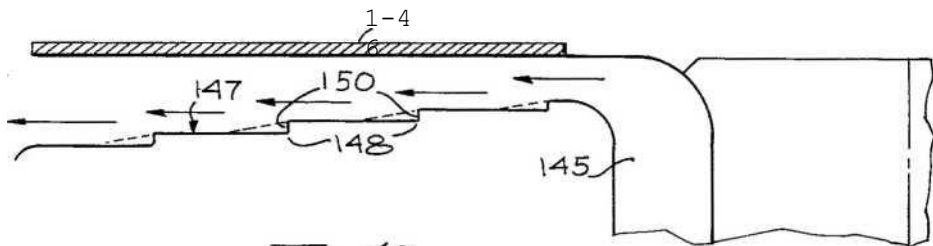
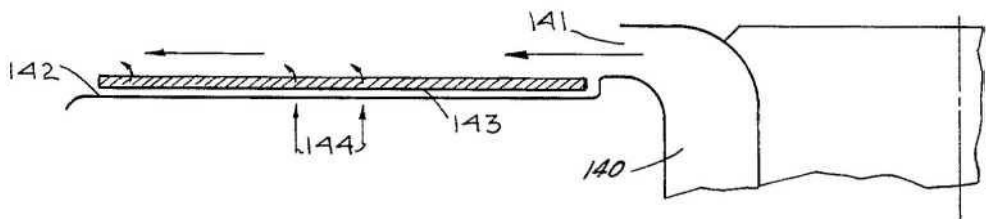


Fig. 10

INVENTOR.

威利斯先生

BY

Donald H. Ryan

A SENT

QQ475725346
禁止转载

3, 237, 888 飞机, 加利福尼亚州北岭市威廉姆·威利斯公司, 转让给凯夫市北岭市 Cosmologistics 公司。 , 加州的一家公司于 1962 年 9 月 18 日提交, 爵士。第 224, 293 号 3 项索赔。(Cl. 244-23)

本发明在飞机领域中特别有用, 并且特别涉及垂直起飞和着陆型飞机, 并且进一步涉及也适用于向前、向后和横向运动的悬停型飞机。

本发明的飞行器是对 1961 年 6 月 27 日公布的专利第 2, 990, 137 号中提出的升力和推进原理的改进, 并结合了这些原理, 该专利由共同的发明人命名为飞行器及其升力推进装置。

长期以来, 人们一直在研究和开发许多不同类型的飞机, 这些飞机采用了各种各样的升力和推进系统。此外, 许多当代研究人员和设计人员已经为各种各样的目的设计、制造和测试了飞机。另外, 。已经进行了许多尝试, 根据已知的操作原理, 包括本领域已知的新推进方法, 成功地设计、建造和操作了小型所谓的个人型飞机。已经普遍发现, 适用于一种尺寸和类型的飞行器的升力和推进方法和装置可能不适用于其它尺寸和类型的飞行器, 同时在极其拥挤的领域中, 为了达到最佳类型的设计和构造, 在将所有已知的升力和推进方法结合到不同尺寸和载荷能力的垂直起飞和着陆类型的机器中时, 正在进行相当大的努力。

垂直起飞和着陆(VTOL)类型的飞机已经采用了大功率传统装置的形式, 该装置利用螺旋桨、反作用型发动机及其组合, 还进一步与管道风扇和采用可移动轴升力和推进单元的装置相关联。此外, 已经使用并提出了各种比空气轻的结构来实现类似的目的。

在所有这些现有设备中, 与功率要求和必要的重量以及控制结构的复杂性相关的相对效率, 对这种飞机的生产提供了严重的限制, 因为仅仅尺寸和复杂性就必然决定了其高成本。此外, 由于这种现有结构效率相对较低, 燃料要求高, 着陆和起飞区域受到限制, 必须提供储存或特殊着陆设施。此外, 由于稳定性和控制问题一直存在, 这些现有结构需要训练有素的飞行员来操作。

在其他情况下, 已经考虑了与这种飞机的操作者和地面人员或可能偶然在起飞或着陆区域的个人有关的安全问题, 并且考虑到与旋转元件如螺旋桨或叶片以及反作用型发动机的排气有关的问题, 必须认识到某些折衷。这些现有类型已经采取了直升机的形式, 采用了单个或多个旋翼、可转换类型的车辆以及管道风扇装置。因此, 在这种类型的飞机中, 希望避免使用暴露的旋转螺旋桨或叶片, 并最小化热排气的影响。反应型设备中的气体。—y Zj

2

因此, 本发明的一个重要目的是提供一种采用改进的升力和推进螺旋桨的垂直起落飞机。

本发明的另一个目的是提供一种垂直起落型飞机, 该飞机具有高效率的升力和推进机构, 并且能够使用相对便宜和小型的动力装置。

本发明的另一个目的是提供一种飞机, 该飞机采用涡轮驱动的导管风扇装置以及改进的提升原理, 使得这些原理能够结合在相对较小以及传统上较大类型的飞机中。

本发明的另一个重要目的是提供一种垂直起落飞机, 该飞机包括一种新颖的升力和推进机构, 其中在一个相对静止的表面上建立并保持高速气流, 还提供了将这种气流导向该表面附近的装置。

本发明的另一个重要目的是提供一种垂直起落飞机, 它包括一种新颖的装置, 用于在一个表面上并在离该表面如此近的地方容纳高速气流, 以使沿该表面的静压或大气压力减小, 并产生一个由大气压力差产生的合力分量, 该合力分量随后可用于飞机的升力和控制。

本发明的另一个目的是提供一种垂直起落飞机, 该飞机具有一种新颖的控制装置, 该控制装置与改进的升力和推进原理相关联并可结合使用。

本发明的另一个目的是提供一种设计相对简单、操作效率极高、使用可靠且制造相对便宜的垂直起落飞机。

本发明的另一个目的是提供一种改进的垂直起落类型的飞行器机构, 并包括用于该机构的升力和推进装置, 其中这种飞行器呈现相对较低的轮廓, 操作相对简单, 具有改进的稳定性和控制特性, 能够实现精确的机动性和悬停性, 并且其尺寸和重量使得能够实现高的载荷重量比、运输到使用点、储存点以及类似的必要活动。

根据本发明的一个方面, 垂直起落飞机包括一个动力装置, 该动力装置可以是用来驱动禁止转载管道风扇的涡轮类型。风扇用于在禁止转载表面上提供受控的气流, 从而在该表面上产生高速气流, 以将该表面上的静压降低到环境大气压以下。这种面朝上的表面的布置用于在飞机上提供垂直分力。此外, 根据本发明, 提供了用于引导和/或容纳沿着所述表面并靠近所述表面的高速空气流的装置, 这种容纳装置具有这样的性质, 即在垂直方向上或与升降机呈 90° 时不受压力支撑。

根据本发明的另一方面, 提供动力吸收装置作为控制运行速度和相关空气流量的一种方式, 从而控制所述表面上的空气流量和由此产生的定向运动分量的水平。这种类型的控制还与其他类型的方向控制相关联, 从而提供飞机在所有方向上的机动性, 而不考虑移动的直接先前方向。

根据本发明的又一方面, 多个表面以更有效地利用空气流的方式连续布置, 空气流来自

55

60

65

70

3 4

旋转风扇或多个风扇,并能够在相对较小和紧凑的垂直起落飞机中提供相当大的升力。

从以下详细说明书、所附权利要求书和附图中的公开内容,本发明的其他和更重要的目的、优点和方面将变得显而易见,其中:

图1是本发明垂直起落飞机的总体透视图;

图2是飞机局部剖视的侧视图,基本上按图2中2-2线所示截取1;

图3是放大的局部剖视图,示出了与其相关联的升力10面流动限制装置的细节;

图4是显示本飞机典型控制形式的流体力学示意图;

图5是典型的双向可变控制阀的示意图,其可以与图1的示意性控制装置结合使用4;图6是穿过图1的阀的横向剖视图5如图6-6线所示5;

图7是表示本飞机反作用发动机的万向节喷管控制的局部示意图;

图8是局部剖视图,示出了用于在提升表面上保持高速气流的改进装置;

图9是用于在表面上产生压差的替代布置的图示;和图10是类似于图1的视图图9示出了用于在特定轮廓表面上产生升力的进一步改进的布置。

参照附图并主要参照图1如图1所示,本发明的垂直起落飞机包括一个乘客舱10,该乘客舱与飞机的升降控制和推进部分11一起安装。虽然乘客舱10可以采取各种形式,但是本发明的飞行器被示出为包括主要适用于单个人的相对较小的舱。为此,容器10包括一个圆柱形框架部分12,该框架部分12由多个支柱13支撑在提升和推进部分11的上表面上。该围栏还可以设置有合适的圆顶14,传统的座椅15和控制器16位于圆顶14中。圆顶还可以设置有机口17,合适的梯子或可折叠的梯级机构18安装在支柱13之一上,以能够进入舱口17。如果需要,梯级机构18可以与舱口17相关联,并在20处可枢转地支撑,以允许其装载。

推进部分11通常分别包括上部和下部分环形通道结构21和22,每个环形通道结构具有连接到环形通道23的内周端。通道结构21和22分别垂直于通道23的上端和下端设置并与其连通,通道23的轴线相对于飞机的正常姿态垂直设置。通道结构21包括限定其下壁的盘状构件24,通道结构21的上壁由无压力支撑元件或无力元件限定,以辅助或阻止提升,总体以25表示。元件25也是盘状的,并且通过邻近其外周区域(内周区域)的肋26与构件24或22保持空间关系,肋26连接到通道结构23和通道结构21中间的弯曲过渡部分27。

25可以由任何合适的材料构成,该材料用于保护沿着壁24的高速空气流,而不是为了保护空气流不受外部阵风或飞行中的原始空气的干扰或扩散而单独支撑压力。这种材料可以如图2所示其中壁25被显示为包括蜂窝结构,该蜂窝结构中具有基本上垂直于壁的向上表面定位的多个开口

24. ■-

这

ber the

壁28和非压力支撑上壁30,该上壁30通过多个径向延伸的支柱31与壁28保持间隔关系。换句话说,被定义为非压力支撑的元件30具有这样的性质,即不支撑由壁24和28上的气流在壁24和28的向上表面上产生的平行于提升方向作用的力。在这一点上,应该理解,该非压力支撑壁30本质上也用作提供前述的对沿着壁24和28的上表面的高速气流的保护的装置,并且在没有可能会干扰沿着这些表面的气流的外部阵风等的情况下,不需要这种保护结构。然而,飞机的当前具体示例以包括这种保护结构的方式进行描述,因为这种类型的飞机的大多数预期和当前使用遇到飞行问题,其中这些保护结构是期望的。

通道结构21和22与通道结构23一起用于限定空气流

动路径,该空气流动路径具有位于下壁28和非压力支撑壁30的外围端中间的环形入口32。空气流动路径由箭头33表示,并且在下壁24和无压支撑壁25的外部环形外围端中间具有排放口,如34所示。由箭头33限定的沿着路径流动的高速空气的效果将在下文中详细描述。

推进部分11通过支架35相对于飞机的其他部件被支撑,支架35在通道结构33处并邻近其上下端连接到内部环形

壁25也可以包括在前面提到的专利号2,990,137中公开的类型的多孔介质。通道结构22类似于通道结构21,并且包括环形下部

表面部分36。支架36还用于支撑一对附件外壳构件37和38,其目的将在下文中更全面地描述。此外,支柱元件40从壳体构件37的上表面悬垂下来,用于在推进部分11和框架部分12之间提供支撑,该支柱元件40与支柱13配合,以对包括飞行员舱的一部分的框架部分12提供足够的支撑。

推进部分11还包括总体用50表示的发动机,出于本发明的目的,该发动机可以是燃气涡轮发动机,其具有总体用51表示的压缩机和涡轮部分以及总体用52表示的附件部分。由马达50产生的高速加热气体从那里被输送到环形涡卷53中,该环形涡卷53位于通道结构23的外部环形表面元件54周围,并与该外部环形表面元件54成径向间隔关系。热气适于从涡卷53流经由一对转子56和57的外周部分承载的多个涡轮叶片55。转子56和57分别承载在轴5'8和60上,而轴5'8和60又轴颈支撑在上壳体结构37和下壳体结构38中的合适轴承61中。转子56和57中的每一个都具有毂部62,该毂部62具有外周部63,该外周部63与外环64径向向内间隔开。这

60

65

70

75

作为与已经构建并成功测试的本发明的特定版本相关的结构使用了直径为 2.98" 且轮毂为 1.40" 的风扇。这个风扇数为 0.12 时产生的压力比是

35 换句话说,叶片 80 可以被认为是一个完整的圆周转动叶片,通过该叶片,从壁 24 的上表面排出的空气将向下偏转,从而通过 55° 冲压空气效应及其方向流动的变化产生升力。这些叶片还用作俯仰和偏航控制装置,或者可以与稳定环或叶片形式的可旋转部分结合使用,该稳定环或叶片可以适于径向向外转动以进行调节。

50

部分 11 包括合适数量;然而,应当理解,在不脱离本发明的精神和范围的情况下,可以使用更多或更少的这种叶片。

主要参照图 1 如图 4 所示,叶片 80 可由飞行器控制表面运动领域中常见且众所周知的任何合适的机构控制。在图在图 4 中,示意性地示出了合适的控制布置,并且示出为包括多个-这些中的每一个

致动器是液压活塞装置的形式，每个致动器具有连接到输出轴 83 的活塞 84，并形成可移动壁，该可移动壁的一侧接合压缩弹簧 85，压缩弹簧 85 的另一侧承受液压流体的压力，该液压流体通过合适的导管 86 从一对双向阀 87 和 88 输送到该处。双通阀

87 和 88 由泵 91 并通过导管 92 从合适的罐 90 供给压力油。处于压力下的油通过导管 93 返回到油箱 90，在导管 93 中设置有止回阀 94。双通阀 87 和

88 是控制阀的形式，其一种布置示于图 1 和 2 中 5 和 6。为了说明的目的，示意性地示出了阀 87，并且阀 87 包括主体 95，阀元件 96 设置在主体 95 中。阀元件连接到操作轴 97 上，操作轴 97 通过操作手柄或杆 98 可旋转和线性移动，操作手柄或杆 98 在 100 处枢转地连接到操作轴 97 上。手柄 98 具有一体的腿部 101，其抵靠阀体 95 的横向端 102。压缩弹簧 103 设置在阀元件 96 和横向端 102 的内表面之间。在 104 处，在主体 95 的内部设置有压力油入口，并且该入口被输送到阀构件 96 的远离弹簧 103 的一侧。在 105 处提供压力油的回流。阀体 96 在其周边具有一对半圆形凹槽 106 和 107，凹槽 106 具有朝向与入口 104 连通的腔室 108 的开口纵向端，凹槽 107 具有通向与返回端口 105 连通的腔室 110 的纵向端。一对流出连接件 111 和 112 设置在主体 95 中，并分别与凹槽 106 和 107 连通。而在图为了说明的目的，凹槽 106 和 107 被示出为在直径和语法上彼此相对，这些凹槽以控制进出一对液压缸 81 的流动的方式定位，例如液压缸 81-c 和 81-6。当手柄 98 旋转时，这些液压缸中的一个液压缸选择性地与另一个液压缸的回流连通。当手柄 98 在绕枢轴 100 枢转的方向上运动时，通过阀件 96 的外周边缘表面部分阻塞端口 111 和 112，可以在这些导管中实现成比例的流体流动。所描述的阀 87 是典型的，阀 88 以类似的方式操作。

飞机的正常向前运动可以通过从尾管组件 68 排出的废气的作用来实现。如上所述，尾管组件设有尾管 70 和可调喷嘴 71。可调喷嘴示意性地示于图 2 中并且包括排气出口结构，该排气出口结构可以被适当地控制以根据需要引导排气。喷嘴出口结构包括锥体装置 113，该锥体装置 113 在 116 处枢转地连接到万向节结构 115。万向节结构由油管 70 承载。锥体 113 的位置由一对致动器 117 和 118 的作用决定，致动器 117 和 118 位于锥体 113 的侧面，并由尾管 70 的外表面支撑，如由支柱 119 支撑。致动器 117 和 118 具有输出轴，该输出轴在锥体 113 的每个侧面上外围连接到支架 120。致动器 117 和 118 通常以 118 示出，并且每个致动器包括活塞 121，活塞 121 通过弹簧 122 沿一个方向偏置，并且。可通过双向控制阀 125 由泵 124 从合适的罐 123 输送的压力下的液压流体在另一个方向上移动。多余的流体可以通过导管 126 返回到罐 123，从罐输送的流体通过导管 127 到达泵 124 和双向阀 125。双通阀可以是图 1 所示的类型 5。

因此，通过喷嘴 71 和锥体 113 的排气推力产生的反

作用力的方向可以被适当地控制。

应该理解的是，包括双向阀 87、88 和 125 在内的各种控制装置可以适当地布置在乘客或飞行员的舱内，并且可以根据需要提供互连线路。还应该理解的是，泵，例如用 91 和 124 表示的那些泵，可以通过直接连接到由轴 58 和 60 驱动的齿轮，或者通过电源，例如由发电机 78 提供的电池(未示出)来适当地驱动。还应注意的是，锥体装置 113 用作飞行器的防旋转控制器，这在特定情况下是需要的，或者用作定向飞行器以在特定方向上运动的装置。

主要参考图 1 如图 2 所示，本发明的飞机还设置有合适的起落架，该起落架可以包括轮子结构，或者如图 1 所示，可以包括如 128 处的滑动装置，并且通过合适的支柱 130 与支架 35 连接支撑。应当理解，虽然结合本发明的飞机示出和描述了滑道，但是在不脱离本发明的精神和范围的情况下，可以采用其他类型的着陆结构。

主要参照图 1 现在参照图 8，示出了本发明的一种改进形式，其中提供了用于在总体上以 24' 和 28' 表示的壁上产生压差的装置。在本发明的这种形式中，通道结构 21' 和通道结构 22' 如上文所述连接到总体上以 23' 表示的通道结构。此外，转子 56' 和 57' 在通道结构 23 内支撑合适的叶片 65'，从而引导空气流过通道结构。可以看出，一对环形叶片构件 131 和 132 位于通道结构 21' 内，一对环形叶片构件 133 和 134 位于通道结构 22' 内。叶片构件 40、132、133 和 134 的内周端适当地弯曲并设置在通道结构 23 内，通道结构 23 具有邻近风扇叶片 65' 定位的末端。可以看出，叶片元件 131 和 132 的外周边缘与通道结构 23 上部的外周端 135 和表面元件 24' 的外周边缘 136 径向间隔开。另外，可以看出，叶片构件 133 和 134 的外周边缘与通道结构 23' 50 的径向边缘 137 和壁 28' 的径向外边缘 138 径向间隔开。这种特殊的布置消除了使用非压力支撑元件来限制提升表面上的高速空气流的必要性。因为短径向区域位于通道结构 23 的外部径向边缘 55 的中间，所以叶片构件

131、132、133 和 134，空气流将从这些元件的每个外周边缘直接径向向外充分地引导到表面上。因此，每个元件的暴露部分

(60) 以及壁 24' 和 28' 的上表面用作通道壁，在该通道壁上形成压差以提供所需的提升力。提供转向叶片 131 的特别优点是，

132、133 和 134 在于这样的事实，即这种叶片提供了直径沿周边增加的收缩通道，以产生期望的效率。在这一点上，应该认识到，流过叶片并从其外围端向外流动的空气将倾向于以径向向外膨胀的锥形扩散

70° 模式，除非对其进行适当控制，否则可能会在提升表面上产生正压。因此，由转动叶片提供的可移动通道防止了这种锥形扩散，从而提供了一种产生升力的结构，该结构需要较少的动力来容纳给定径向长度的高速气流。在

禁止转载

QQ475725346

换句话说,单个通道需要大得多的功率来维持高速流型,样的事实,即可以通过仅由以下权利要求的公正解释所同时与它所部署的表面分离或其锥形扩散。

参照图 1 和 2 参考图 9 和 10, 示意性地示出了可替换的布置,其可以与本发明的飞行器结合使用,以通过特定结构上方或穿过特定结构的高速气流来提供期望的垂直升力。这些替代布置以图解方式示出,并且显然

审查员引用的参考资料

限制的方式进行许多进一步的修改。
我声称:

可以在结构上与主要在图 1 和 2 中示出的机构相结合 2 和 8。在图 1 所示的本发明的形式中如图 9 所示, 高速空气流通过通道 140 输送到出口 141。提升表面 142 被提供并且从通道 140 的最低表面向下呈阶梯状。合适的

1. 在飞机中, 以下各项的组合:
框架结构;

由所述框架结构承载的一对大致水平设置的环形壁构件, 该环形壁构件具有限定一对提升表面和向下表

蜂窝状结构 143 位于台阶部分内, 具有基本垂直于表面 142 设置的开口。结构 143 可以类似于图 1 所示的蜂窝结构并且具有与通道 140 的下表面邻接的最上表面。因此, 从通道 140 的出口 141 流出的高速空气被引导到结构 143 的上表面上, 从而通过抽吸使表面 142 上的压力降低到低于大气压力, 大气压力如箭头 144 所示向上作

45
面的向上表面;

环形连续通道, 气动地互连所述提升表面的径向内部; 10 .用于仅在所述提升表面中的第一个上方并紧邻第一个提升表面处, 通过所述通道, 然后仅在所述提升表面中的第二个上方并紧邻第二个提升表面处引入高速气流的装置, 以在所述 15 个壁构件上产生压差,

用。如图所示, 这种压力降低是可能的, 因为与结构的最外边缘和表面 142 之间的面积相比, 通过结构 143 的多个通道的面积非常大。

参照图 2 如图 10 所示, 本发明的这种形式包括一个高速气流通道 145, 在通道 145 的上端附近有一个合适

50

所述压差由作用在所述壁构件的所述向下表面上的环境大气压和作用在所述 20 个壁构件的所述向上表面上的低于大气压的压力产生; 和

由所述框架结构承载的用于驱动所述气流诱导装置的装置。

的蜂窝结构 146。在本发明的这种形式中, 总体以 147 表示的裙部或径向延伸元件从通道 145 的最下表面径向向外设置, 并设有多个如 148 所示的环形台阶。因此, 当高速空气流过每个台阶 148 时, 在 150 处结合每个台阶形成多个低压带, 从而提供构件 147 上的总压差和垂直提升分力。

因此可以看出, 可以采用其他类型的结构来限制沿着通道壁表面的高速气流, 从而在一个方向上产生分力, 以向飞行器提供升力和/或推进力。

根据前述内容, 可以看出, 已经提供了一种飞行器装置, 其中实现了上文阐述的目的和优点, 并且避免了与现有类型的垂直起落型飞行器相关的问题。

已经如此描述了本发明及其当前实施例, 希望强调这

55

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器, 其中所述水平设置的壁构件是环形盘, 其具有

25 是公共轴, 并且基本上彼此平行设置。

3. 根据权利要求 1 所述的飞行器, 其中所述壁构件的每个所述向上指向的表面设置有流动限制和保护装置

30, 所述限制和保护装置是蜂窝板, 每个蜂窝板的面积基本上等于一个所述向上表面的面积, 并且其中具有基本上垂直于所述向上表面的无限制开口。

米尔顿·布赫勒, 主考官。

主考官 FERGUS S. MIDDLETON。

60

禁止转载

美国专利

1907160	5/1933	Schaumaa	244—23
2 151 687	3/1939	坎贝尔	170-135.75
2,419,443	4/1947	伊顿。	
2 468 787	5/1949	夏亚	244—12 X
2609068	9/1952	帕亚克。	
2 842 320	7/1958	Streib	244-12
2 959 377	11/1960	卡普兰	244-40
2 973 166	2/1961	Stahmer —	244-23
2 978 206	4/1961	约翰逊-	244—23
2,990,137	6/1961	Wills	244-12
3 041 830	7/1962	托马斯等人啊	244—23 X
3 073 551	1/1963	鲍尔·索克斯	244-23

外国专利

393,086	10/1908	法国。
129,142	7/1919	大不列颠。

1966 年 3 月 29 日 p. b. clover 3, 243, 146

垂直起飞着陆飞机

申请日期:1964 年 4 月 27 日

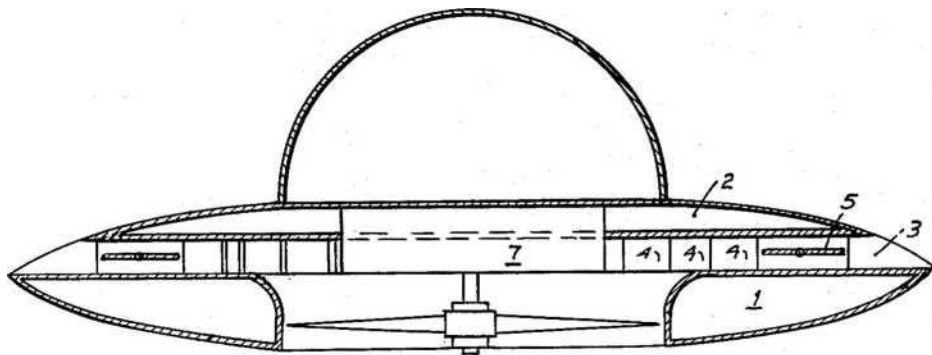
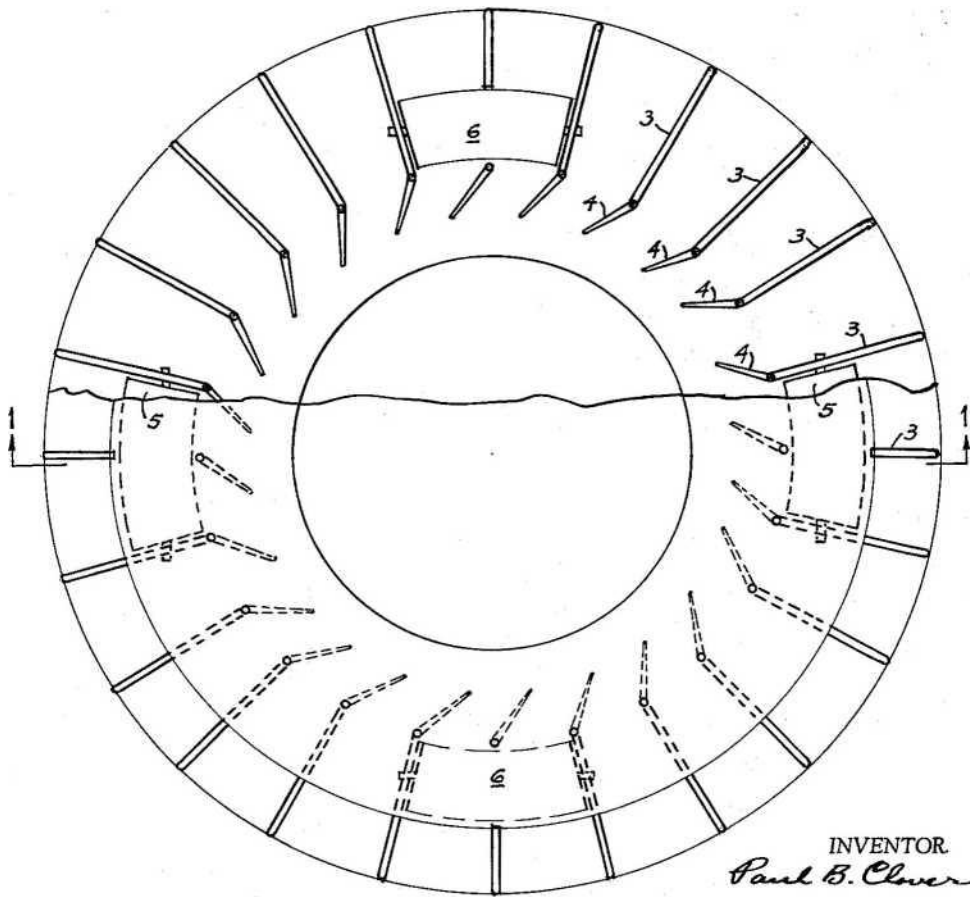


Fig. 1



INVENTOR
Paul B. Clover

经过

QQ475725346

1
3, 243, 146
垂直起降飞机, 加利福尼亚州圣拉斐尔运河街 211 号
于 1964 年 4 月 27 日提交, Ser. 第 363, 347 号 4 项索赔。
(Cl. 244-23)

本发明的目的是根据丹尼尔·伯努利所阐述的、流体力学学生所熟知的原理, 制造能够垂直上升、下降和飞行机动性的飞机。鸟类、飞机和直升机利用空气推动的机翼。在这种机器中, 空气在翼型上流动, 产生升力, 然后向下释放产生推力。

参考附图表示图 1 中飞机的剖视图 1 是沿水平直径截取的, 以及一个平面图, 其中帽的一部分被切除以暴露图 1 中的结构 2。

飞机由机翼 1、帽 2、支架 3、扭矩叶片 4、前后副翼 5、横向副翼 6 和动力装置 7 以及螺旋桨、风扇或其他用于移动空气的装置组成。当装配时, 如图纸所示, 动力装置处于运行状态, 空气通过翼型外缘的开口吸入, 进入垂直于动力装置轴线的平面, 然后平行于动力装置轴线向下排出。升力是由机翼上表面低于大气压的压力加上排出空气的推力产生的。载荷可以在翼型和帽的结构内或帽上的外壳内承载。“建造方法和材料”是飞机常用的方法和材料。

翼型 1 和帽 2 通过支撑件 3 间隔开并固定在其适当的相对位置。支撑件可以是简单的结构构件, 例如支柱, 或者它们可以是如图所示的叶片, 用于将空气平稳地引导到翼型上, 同时充当翼型加强件。帽可以用作动力装置的锚, 或者动力装置可以独立地锚定到翼型上。三个部分的翼型, 帽, 和支持封闭的权力空间, 使进入的空气以适当的关系移动到翼型, 以产生升力和推力。

扭矩叶片 4 可以是固定的、可移动的, 或者是固定叶片和可移动叶片的组合。它们被放置在。引入气流并连接到常规控制器。它们用于防止围绕动力装置轴线的不希望有的旋转, 也使飞机能够根据需要面向任何方向旋转。

前、后副翼 5 和横向副翼 6 置于诱导气流中, 并与常规飞机控制系统相连, 用于稳定和机动。通过前副翼和后副翼使飞机向所需的飞行方向倾斜, 产生一个水平分力和该方向的运动。由于进气和外部流线型, 低边缘阻力有利于飞行。

动力装置 7 连同螺旋桨、风扇或其他移动空气的方法可以是适合使用的传统类型。

重要的是要注意, 在不破坏飞机功能的情况下, 可以在飞机及其部件的设计中采用相当大的灵活性。这些图纸显示了一架平面为圆形的飞机, 带有给定数量的支架和扭矩叶片。圆形平面图可以通过从翼型的相对两侧去除圆形部分来修改, 留下前部和后部以产生升力, 从而使飞机更窄

2

在横向上。同样, 飞行器的截面可以做得更厚或更薄, 机翼可以包括起落架, 扭矩叶片和支架的数量可以增加或减少, 以适应特定的设计。简而言之, 只要飞机的基本功能没有受到损害, 飞机的所有部件都可以在一定程度上进行改装。

我宣称这是我的发明:

1. 一种飞机, 包括具有整体中心开口的圆形机翼和轴向安装并可操作地安装在其中的用于移动空气的推进装置; 所述翼型支撑一个盖, 该盖在上方间隔开并轴向安装, 翼型开口限定一个导管, 在该导管内并可操作地安装在支撑结构上, 多个枢转的副翼状表面和多个叶片状表面枢转以在两个面上接触入口气流, 提供控制和稳定性的装置; 所述推进装置操作以在翼型的上表面上向内抽吸空气, 产生负压和合成升力, 由此围绕导管内的控制表面的表面, 由此向下喷射产生推力。

2. 一种飞机, 由一个圆形机翼组成, 该机翼通过从周边省去了许多弦段而得到改进, 具有一个整体的中心开口和一个轴向安装并可操作地安装在其中的用于移动空气的推进装置; 所述翼型支撑在上方间隔开并轴向安装的帽, 翼型开口限定导管, 导管内有多个可移动的副翼状表面和多个叶片状表面并可操作地安装在支撑结构上, 一些固定, 一些可移动, 以在两个面上接触入口气流, 提供控制和稳定性的手段; 所述推进装置操作以将空气向内抽吸到机翼的上表面上, 从而围绕导管内的控制表面的表面, 从而从飞机中排出。

3. 如权利要求 2 所述的用于飞机的控制单元, 其中所述副翼状表面通过枢轴或铰链可操作地安装在所述导管内的支撑结构上, 所述表面与气流接触并连接到致动装置, 由此表面的运动偏转气流, 合力偏转飞机, 提供用于横向和前后控制和稳定性的装置。

4. 如权利要求 2 所述的用于飞机的控制单元, 其特征在于, 所述可移动或固定的叶片状表面通过用于可移动叶片的枢轴或铰链和用于固定叶片的刚性连接件可操作地安装在所述导管内的支撑结构上, 所述可移动的叶片状表面与连接到致动装置的气流接触, 由此叶片起偏转气流的作用, 合力偏转飞机, 提供扭矩和转向控制装置。

55

审查员引用的参考资料
美国专利

60 2, 718, 364 9/1955 Crabtree 244-12
2, 876, 964 3/1959 Streib 244-12
2, 972, 455 2/1961 Borchert 244-23X
2, 990, 137 6/1961

65 米尔顿·布赫勒, 主考官。
长度助理考官 C. HALL。

3, 243, 146

1966年3月29日获得专利

1967 年 4 月 4 日 C. D. LENNON ETAL 3, 312, 425

飞机

Filed Oct. 12, 1965

5 Sheets-Sheet 1

FIG. 1.

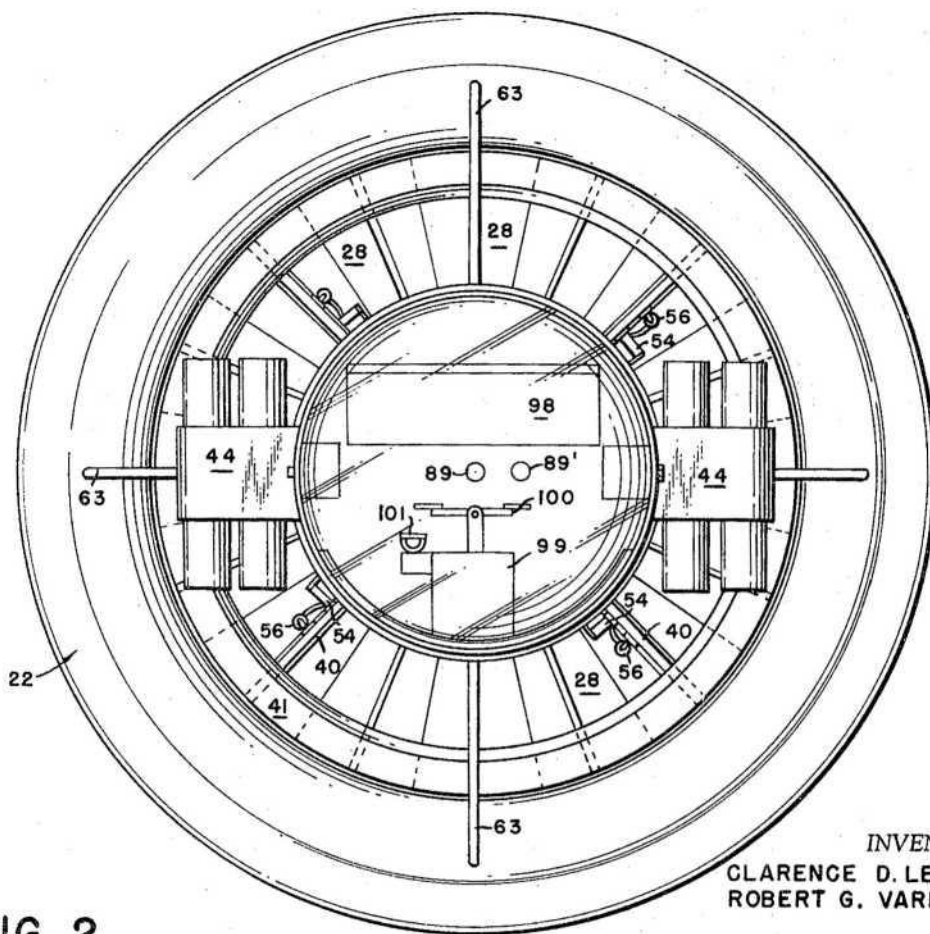
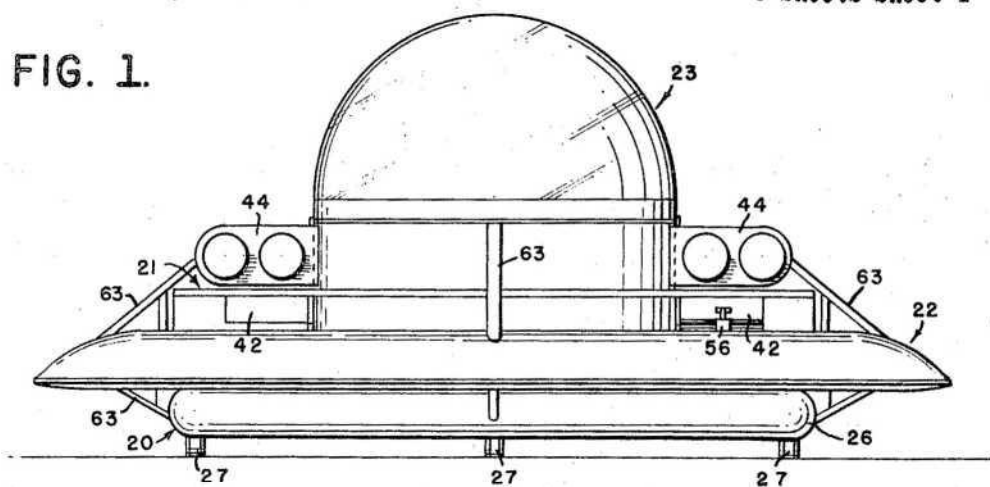


FIG. 2.

INVENTORS
CLARENCE D. LENNON
ROBERT G. VARNER

BY

Garvey & Garvey
律师

QQ475725346

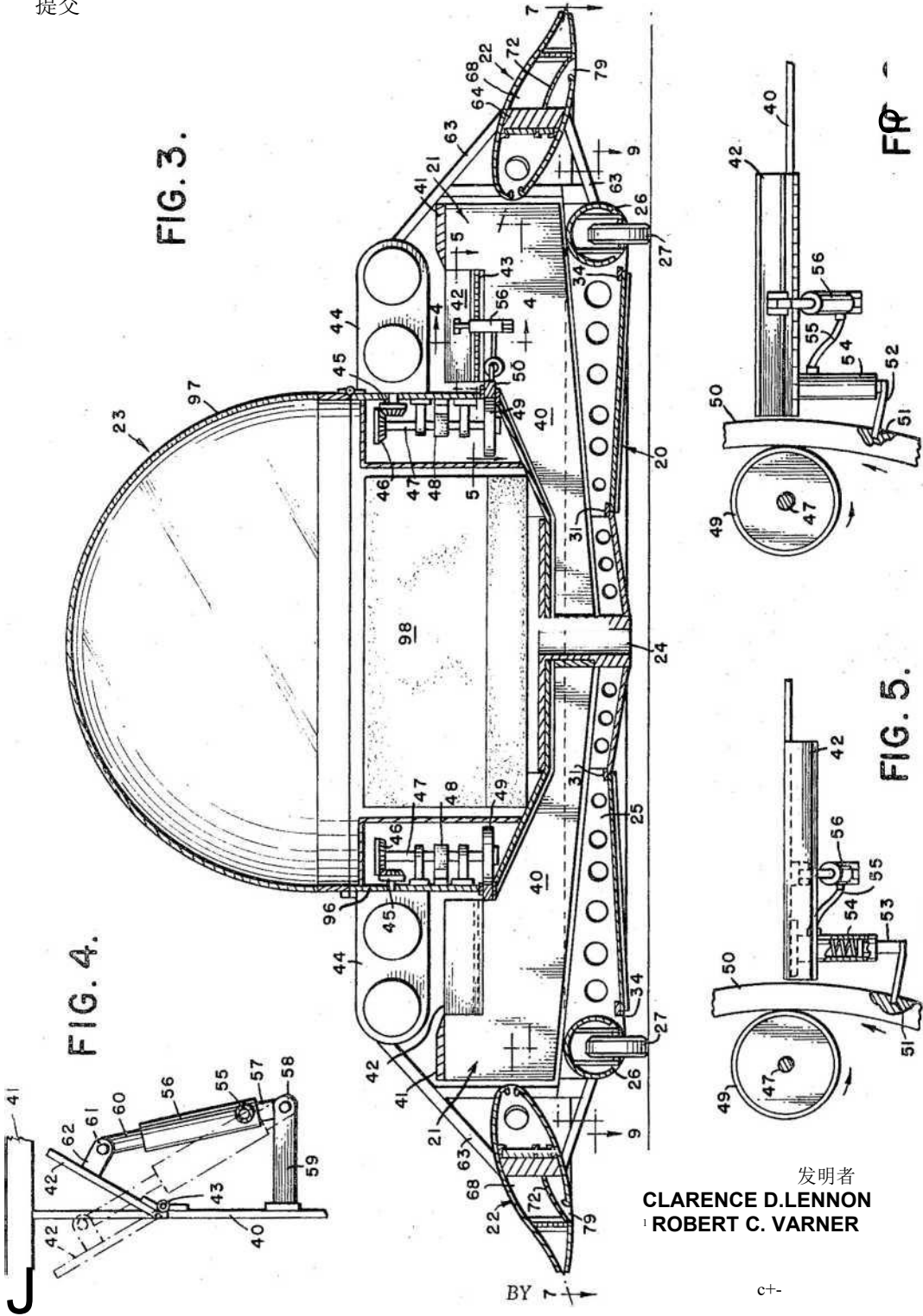
禁止转载

1967 年 4 月 4 日 C. D. LENNON ETAL 3, 312, 425

飞机

于 1965 年 10 月 12 日
提交

5 床单-床单



发明者
CLARENCE D. LENNON
ROBERT C. VARNER

律师

QQ475725346

禁止转载

公元1967年4月4日列依金属3, 312, 425

飞机

FIG. 7.

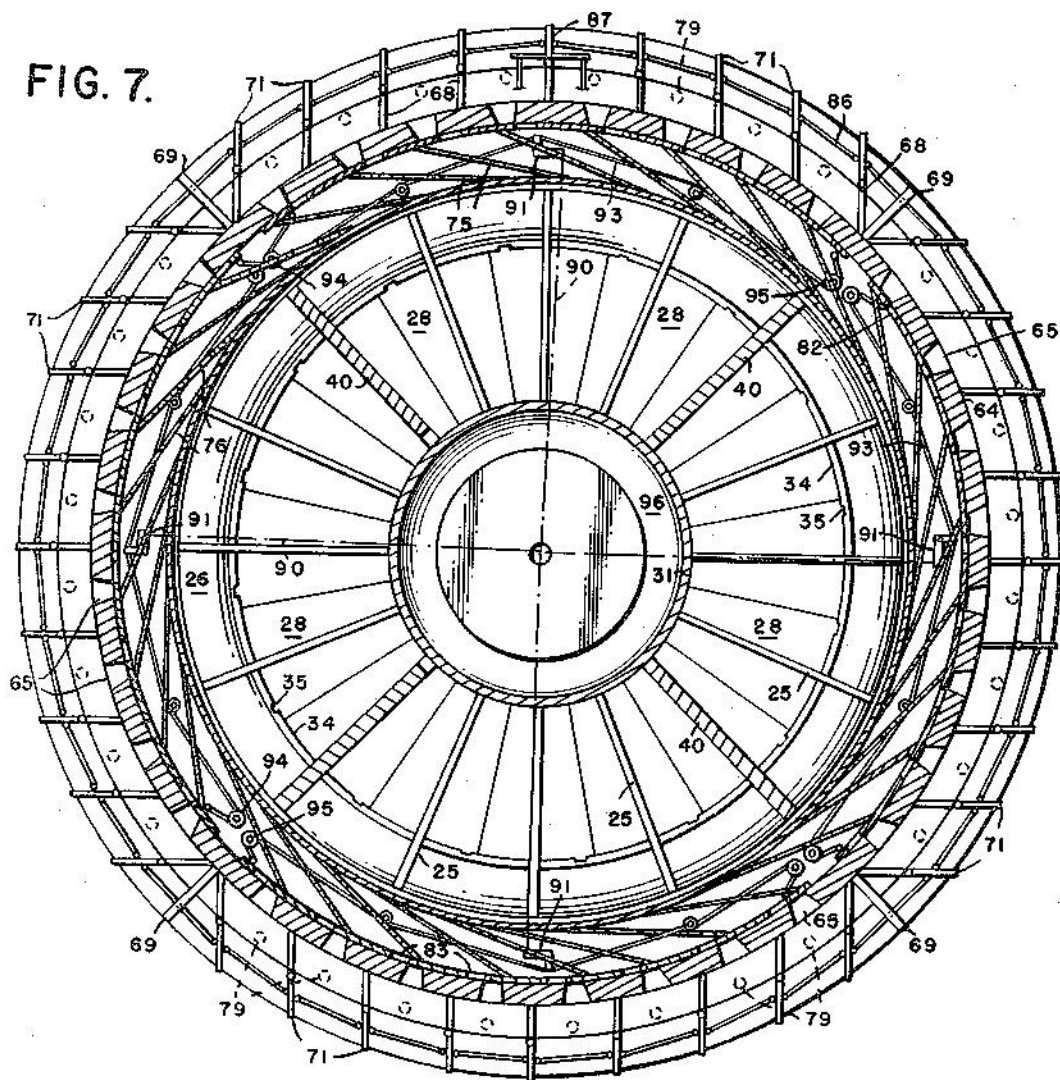
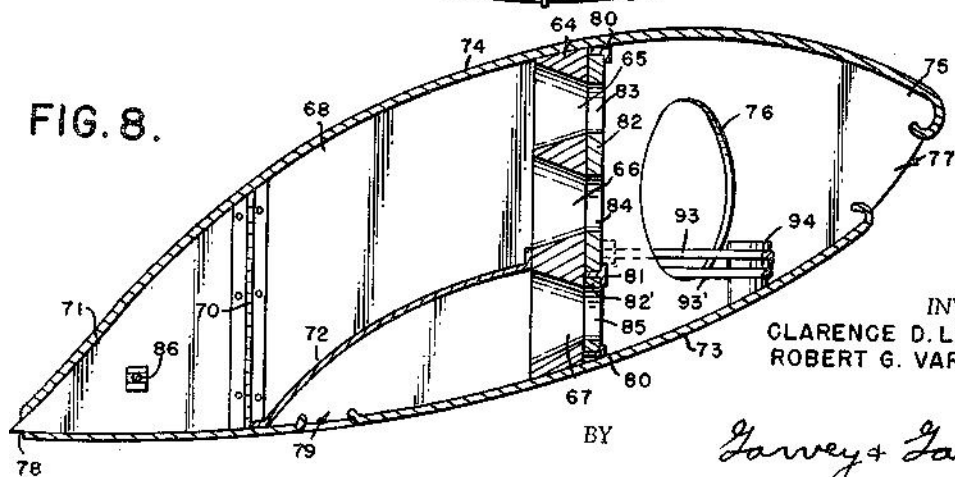


FIG. 8.



INVENTORS
CLARENCE D. LENNON
ROBERT G. VARNER

BY

Garvey & Garvey
ATTORNEYS

于1965年10月12日提交

5页-第3页

QQ475725346

禁止转载

1967 年 4 月 4 日 C. D. LENNON ETAL 3, 312, 425

飞机

Filed Oct. 12, 1965

5 Sheets-Sheet 4

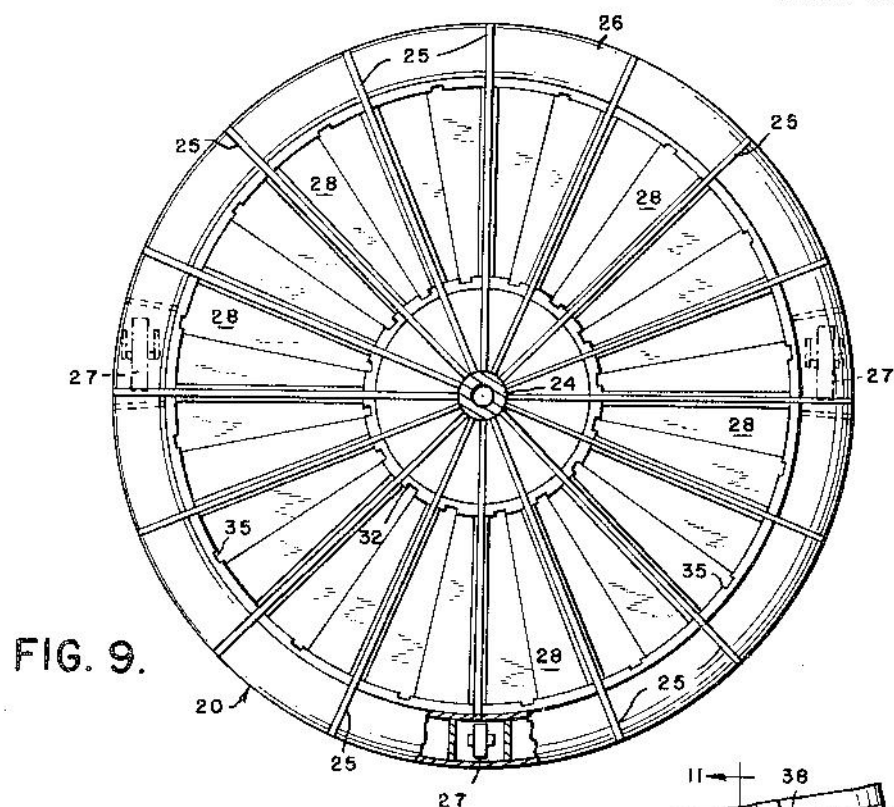


FIG. 9.

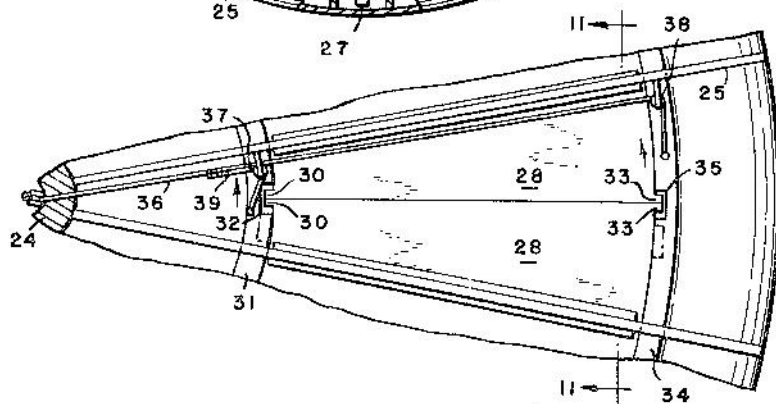
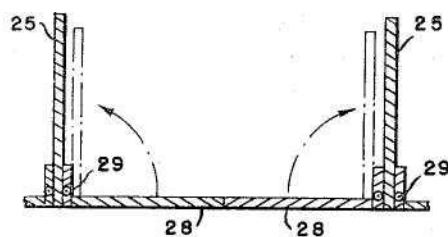


FIG. 10.

FIG. 10.

发明者
CLARENCE D. LENNON
ROBERT G. VARNER



经

Garvey & Garvey

律师 5

QQ475725346
ONE OR ET

1967 年 4 月 4 日 C. D. LENNON ETAL 3, 312, 425

飞机

于 1965 年 10 月 12 日提交

5 页-第 5 页

FIG. 12.

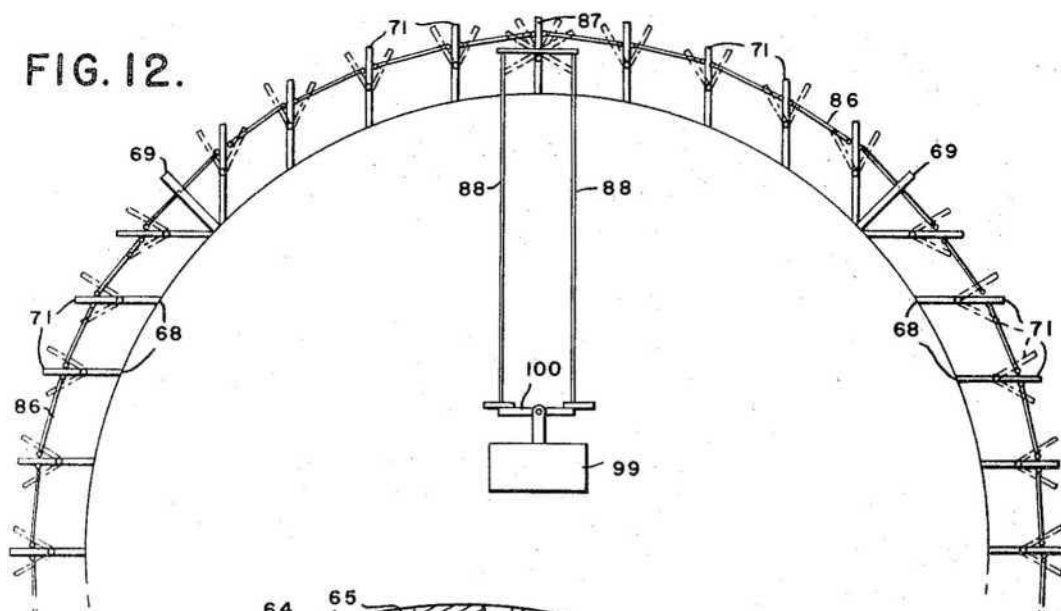
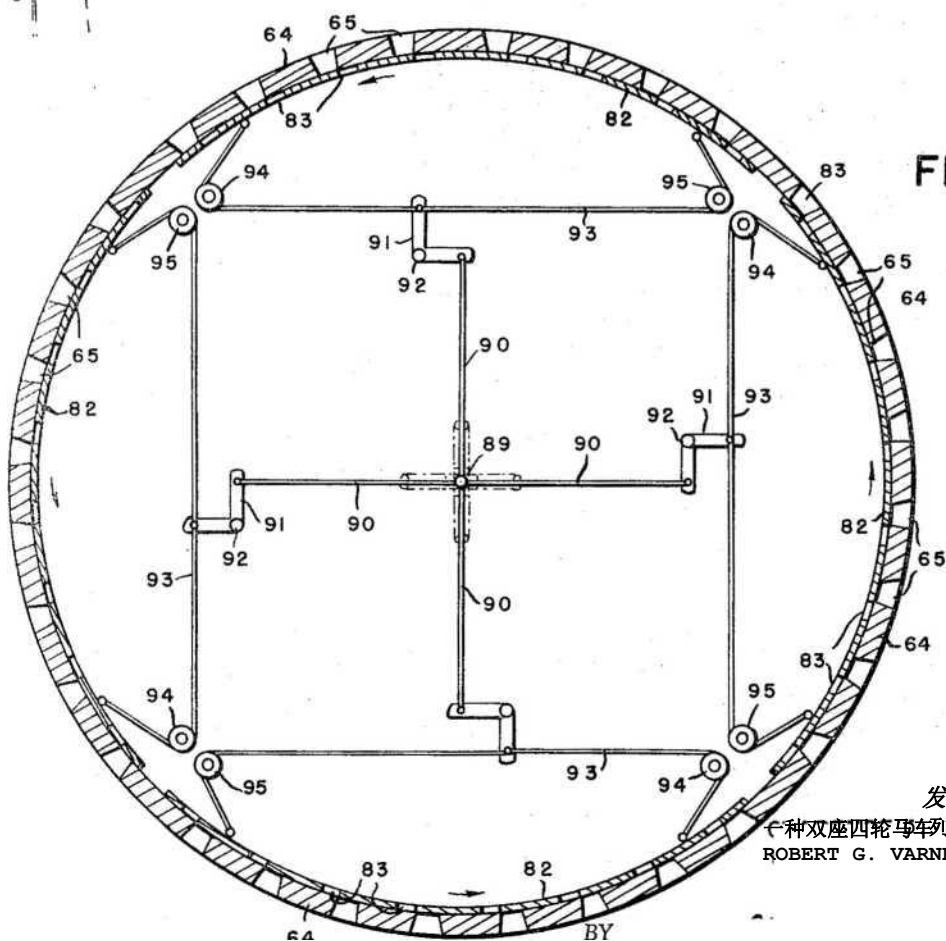


FIG. 13.



发明者

一种双座四轮马车列依
ROBERT G. VARNER

律師

图图 12 是翼型升力和控制装置的活动叶片的控制系统 的示意图；和
3, 312, 425 飞机克拉伦斯·列依，佛罗里达州圣彼得堡第 12 大街 1014 号
33705 和罗伯特·g·瓦尔纳，Rte 823 信箱。佛罗里达州 棕榈港 1 号 33563 5
于 1965 年 10 月 12 日提交，爵士。第 495, 172 号
10 索赔。(Cl. 244-12)

图图 13 是形成本发明一部分的翼型升力和控制组件的 滑阀的控制机构的示意图。
现在更详细地参照附图，本发明的飞机包括圆盘形的 基座 20，在基座 20 的中心安装有圆形离心叶轮组件 21。 翼型升力和控制组件 22 沿圆周安装在叶轮组件 21 周围， 并紧邻叶轮组件 21，以便与其共同作用。舱室 23 居中安 装在基座 20 和叶轮组件 21 上方。

本发明涉及飞机，更具体地说，涉及适于垂直起飞和着陆 的飞机，其目的是实现优异的升力特性和高横向速度能力。 另一个目的是提供一种盘形飞行器，其包括机舱、围绕机 舱的圆形、水平布置的离心叶轮组件、以及体现升力和控制 装置的翼型件 1g，该升力和控制装置沿周向安装在叶轮组件 周围并紧邻叶轮组件，用于引导空气越过和穿过翼型件。

其他目标是提供一个预定形状的翼型，与水平面成一个角 度，以实现 optimum 升力；提供一种翼型，该翼型包括 升力和控制装置，该升力和控制装置具有间隔开的、固定的 和可移动的叶片，这些叶片形成多个用于实现控制的气室， 可移动的叶片被调节以产生飞机的方向航向；并且提供具有 所描述的 2g 特征的翼型，该翼型具有多个选择性地打开和 关闭的孔，以产生垂直和横向推力分量，从而产生飞机的垂 直和横向运动。

另一个目的是提供一种飞行器，包括：所述特征的 叶轮 组件和翼型，其中叶轮组件的上表面是敞开的，而其下表面 是常闭的，关闭是由一个百叶窗系统实现的，该系统适于在 产生叶轮自动旋转的飞机发动机 35 发生故障时打开，以允 许安全。紧急着陆。

结合附图，从本发明的当前优选形式的以下描述中，本发 明的其他目的将显而易见，其中：
图图 1 是前视图。根据本发明制造的飞机的：
图图 2 是其俯视图；
图图 3 是本发明的 -45 飞机的横向剖视图，有利地显示了 结构细节；
图图 4 是沿图 4-4 线的放大剖视图 3，沿箭头方向看，并 示出了形成本发明一部分的叶轮的活动叶片；。
图图 5 是放大的剖视图。取自图 5-5 线 3，沿箭头方向看， 显示叶轮组件的活动叶片处于非工作位置；gg
图图 6 是类似于图 1 的视图图 5 示出了处于操作位置的活 动刀片；
图图 7 是沿图 7-7 线的剖视图 3，沿箭头方向看，显示了 形成本发明一部分的翼型升力和控制组件的优点；'
图图 8 是穿过形成本发明一部分的翼型的放大水平剖视 图；
图图 9 是沿 9-9 线截取的剖视图
图图 3、朝箭头方向看，向 gg 显示当前飞机的基座优势；'
图图 10 是基座一部分的放大局部平面图，显示了形成本 发明一部分的紧急快门系统的优点；
图图 11 是沿图 11-11c-j 线的剖视图；- 10，朝箭头方向看， 用虚线表示 -ihf，候补 positit^ri；o；Jhplsmiiters^

一个 ORET

3

从而相对于其垂直分量改变所述叶片的腔室。叶片 40 由合适的动力源如发动机 44 旋转。这些发动机可以横向安装在机舱 23 附近。动力源可以是往复式的，如图所示，旋转式、喷射式、涡轮式或电动式。为了向叶轮叶片提供旋转运动，每个发动机设置有齿轮传动动力输出装置 45，该动力输出装置 45 连接到从动轴 47 的配合齿轮 46。传统的离心离合器 48 位于轴 47 长度的中间。设置在水平面上的摩擦型辊 49 固定在轴的下端。每个滚子 49 与设置在舱室 23 和叶轮叶片 40 之间的可旋转安装的叶轮驱动环 50 的内周径向相对接合。

如图 2 和 3 中有利地示出的如图 5 和 6 所示，环 50 在其外周设置有径向相对的凹槽 51，每个凹槽 51 适于接收安装在叶片 40 上的液压致动器的销 52，并且包括可在气缸 54 中移动的活塞 53，活塞通常由压缩弹簧推动到其延伸位置。致动器通过软管 55 连接到可移动的叶片致动缸 56，这在图 5 中被有利地示出。气缸 56 设有下臂 57，下臂 57 在 58 处枢转地连接到刚性水平设置的支撑构件 59，支撑构件 59 的自由端在刀片 40 的可移动部分 42 的中间部分下方的点处与刀片 40 固定接合。气缸 56 还设置有活塞 60，活塞 60 的外端在 61 处枢转地连接到臂 62，臂的自由端固定到叶片 40 的可移动部分 42 的表面。枢轴连接件 58 和 61 允许气缸 56 从图 1 中实线所示的非工作位置运动此时，活塞 60 处于完全伸出位置。

根据本发明的目的，当发动机 44 被致动时，离合器 48 被接合以旋转摩擦型辊 49，环 50 沿图 1 和 2 中箭头所示的方向旋转。5 和 6。由于环 50 的凹槽 51 中的销 52 的连接，后者抵抗液压致动器的液压。这实现了活塞 53 进入气缸 54 的运动，并产生了环 50 相对于叶片 40 的有限相对运动。那个。活塞 53 依次进入气缸 54，导致液压 55 施加到气缸 56 上，导致活塞 60 移动至其伸出位置，并且刀片 40 的可移动部分 42 从非工作位置移动到工作位置，如图 1 所示。当活塞 53 已被完全推进气缸 54 内时，环 50 和叶片 40 一起旋转以产生叶轮叶片的旋转。

翼型升力和控制组件 22 沿圆周安装在叶轮组件 21 周围并紧邻叶轮组件 21，组件 22 由多个支柱 63 支撑。组件 22 如此构造，使得其从邻近由叶轮组件 21 的叶片 40 所描述的圆形路径的周边并与该圆形路径相切 60° 的点截取的横截面具有最理想的翼型形状。此外，如将从图 2 中注意到的如图 3 所示，组件 22 相对于水平面成一定角度设置，这为翼型形状提供了最理想的升力系数 65。因此，该组件具有最佳的形状和攻角。

组件 22-基本上包括-圆形翼梁 64，如图 1 所示 8 设有垂直对齐的孔 65、66 和 67。从翼梁 64 向外延伸 70 的是间隔开的固定叶片 68，其上部 and 下部轮廓被弯曲以产生期望的翼型形状。从图中可以看出 7 静止 r-68

4, 这些象限由壁 69 分开，壁 69

相对于飞行器径向设置，并从翼梁 64 延伸到飞行器的外周。每个固定叶片 68 的外侧边缘在 -70 处铰接到可移动叶片 71 上，该可移动叶片 71 通常为三角形以实现期望的翼型形状，该可移动叶片延伸到飞机的外周。弯曲挡板 72 在孔口 67 上方的一点处从翼梁 64 向后并向下延伸，与翼型组件的下蒙皮表面 73 接合，上蒙皮表面用 74 表示。

组件 22 还包括翼梁 64 内侧的多个间隔开的肋 75，这些肋 75 相对于叶片 40 的圆形运动路径相切地布置，并且在这些肋之间，一部分空气由叶轮组件引导。肋 75 的上表面和下表面的轮廓适于最佳翼型形状，并适于支撑蒙皮表面 73 和 74。每个切向肋 75 设置有压缩口 76，空气可以通过该压缩口 76，以在由肋和皮肤表面形成的气室中实现更均匀的空气压力。

从图中可以看出组件 22 设置有进气槽 77，该进气槽 77 沿着邻近叶轮组件 21 的组件的内周定位，用于允许空气进入翼型组件内部以及其表面上方。翼型升力和控制组件的外侧边缘还包括水平推力孔 78，在其外周，表面 73 和 74 彼此靠近，该孔为穿过孔 65 和 66 的空气爆炸建立了路径。组件 22 还包括位于挡板 72 下方的皮肤表面 73 中的垂直推力孔 79，并邻近其与皮肤表面 73 的连接，从而建立用于排出流过孔 67 的空气的路径。

在圆形翼梁 64 的内侧，邻近翼梁的上限和下限 40 设置有间隔开的上轨道和下轨道 80，以及位于孔口 66 和 67 之间的中间轨道 81。多个间隔开的阀构件 82 可滑动地安装在上轨道 80 和中间轨道 81 之间，并且类似的阀构件 82' 可滑动地安装在中间轨道 81 和下轨道 80 之间，如图 8 和 9 所示 8 和 13。每个阀构件 82 优选地延伸穿过圆形翼梁的大约一个象限，并且设置有成对的间隔开的、垂直对齐的开口 83 和 84，开口 83 和 84 适于移动到开口 83 和 84 的对齐和不对齐。在这些条件下，流过进气槽 77 的空气被压缩并被迫通过孔 65 和 66，然后通过孔 78 向外，以产生水平推力。当需要时，阀构件 82' 可独立于构件 82 移动，以对准开口 85 和孔口 67，从而导致空气被挡板 72 向下引导，用于通过孔口 79 爆炸，从而产生垂直推力。

在图 2 中示意性地示出了 12，用于通过一致地定向可移动叶片 71 来控制飞机的方向航向和扭矩的装置。为此目的，可移动叶片通过缆绳 86 连接，缆绳的一端固定到枢转安装的十字形构件 87 的一面，缆绳的相对端与十字形构件的相对面接合。十字形构件的横向部分又设置有操作缆索 88，该操作缆索 88 延伸到舱室 23 中，用于以下面将更全面阐述的方式操纵该舱室。

飞机的推力控制包括用于可滑动地移动阀件 82 和 82' 的机构。该机构包括两个相同的系统，这两个系统可彼此独立地操作，用于控制阀构件的运动，一个系统由控制杆 89 操作，另一个系统由控制杆 89' 操作，两者都

5

位于 23 舱。这实现了水平推力孔 78 和垂直推力孔 79 的选择性打开。在图参考图 13, 示出了用于操作阀构件 82 的系统, 在附图的其他图中示出的用于操作阀构件 82' 5 的系统的部件由相似的、带撇号的数字标识。用于操作阀构件 82 的系统包括杆 89, 杆 89 优选位于舱室 23 中, 并且连接到彼此成 90 度角定位的四个推杆 90。杆 89 的下端轴颈支承在任何合适的轴承上, 允许杆 360° 运动。推杆 90 的自由端连接到传统的曲拐杆 91 上, 曲拐杆 91 响应推杆 90 的运动在 92 处枢转。每个曲拐 91 被固定到致动缆索 93 的中间部分, 该缆索的末端穿过间隔开的双滑轮 94 和 95, 并被固定到阀构件段 82 的相对端。杆 89 也可垂直移动, 以实现所有阀构件 82 的同时打开。

舱室 23 包括下部舱室 96, 透明气泡顶部 97 铰接到该舱室。如图 2 所示如图 2 所示, 隔间 96 包括座位 98, 在座位 98 的前面是控制面板 99。转向构件或方向舵杆 100 安装在座椅 98 附近的地板上, 该转向构件连接到缆索 88, 用于操作翼型升力和控制组件 22 的叶片 87, 以实现飞机的航向和扭矩控制。推力控制器的控制杆 89 位于转向构件 100 和座椅 98 之间, 用于控制水平推力 30 孔口 78 的打开和关闭, 以实现飞机在期望的横向方向上的运动, 即向前、向后或向任一侧运动。控制杆 89' 位于杆 89 附近, 用于控制垂直推力孔 79 的打开和关闭, 以实现飞机相对于其垂直轴线的平衡。在控制面板 99 上还安装有手动操作手柄 101, 该手柄 101 连接到快门电缆 36, 用于在断电的情况下打开快门 28 以实现叶轮叶片 40 的自转。

40

在操作中, 发动机 44 被启动以接合离心离合器 48, 用于将旋转运动从摩擦齿轮 49 传递到叶轮驱动环 50, 以启动后者围绕其中心轴线的旋转运动。这个动作迫使每个液压致动器 54 的活塞 53 向内移动, 从而使液压缸 56 的活塞 60 移动到你伸出位置, 从而使活塞倾斜。叶片 40 的可移动部分 42 在旋转方向上。在活塞 53 已经被推进到气缸 54 的最大程度之后, 叶片 40 和环 50 借助于连接件 52 一起旋转。在正常操作中, 百叶窗 28 处于图 1 所示的关闭位置从而防止空气向上流过底座。从图 1 和 2 可以看出如图 2 和 3 所示, 叶轮组件的上表面是敞开的, 以允许空气在叶轮叶片 40 之间流动。在叶片 40 旋转时, 空气在离心力的作用下沿与叶片旋转路径相切的直线径向向外喷出。排出的空气被限制在基座 20 的上表面和(; o 叶轮环 41。

一部分排出的空气从翼面升力和控制组件 22 的内侧边缘向外侧边缘倾斜地流过翼面升力和控制组件 22 的外表面。因此, 这种气流将产生升力, 使飞机垂直起飞。此外, 当从叶轮组件排出的空气撞击翼型的内侧边缘时, 其一部分穿过进气槽 77 进入由翼型的上表面和下表面、切向设置的肋 75 和圆形翼梁 64 形成的气室。该空气在腔室中被部分压缩, 然后选择性地通过孔 65 和 66 或孔 67 排出。经过

6

用于通过水平推力孔 78 或垂直推力孔 79 排出流体的腔室。空气的选择性排放产生向前、向后、向任一侧或垂直方向的推力, 以产生在横向平面上的运动和围绕其垂直轴的平衡。转向构件 100 在排出气流中对可移动叶片 71 的操作实现了航向和扭矩控制。

在发动机 44 中的一个失效的情况下, 所述发动机立即自动地与叶轮断开连接。通过离心离合器 48 的分离进行组装, 允许剩余的发动机继续为叶轮组件提供动力。在第二台发动机发生故障的情况下, 离合器 48 分离, 在液压致动器 54 的推动下, 引起叶轮驱动环 50 相对于叶片 40 的相对运动。活塞 53 因此在液压下返回到图 2 所示的位置并且叶轮叶片的可移动部分 42 在与旋转方向相反的方向上相对于叶片的主体部分倾斜一个角度。然后拉动紧急快门手柄 101 以旋转快门环 31 和 34, 直到凹槽 32 和 35 与延伸片 30 和 33 对齐。百叶窗 28 在空气压力下被迫打开到图 2 中虚线所示的位置以允许空气向上流过叶片 20, 在叶片 20 处, 空气撞击叶片 40, 导致叶片 40 沿与发动机 44 通常旋转叶片的方向相同的方向旋转。这使得飞机能够逐渐下降, 以便紧急着陆。

对于本发明的飞机, 其上升和下降由发动机节气门控制, 因为通过机翼的空气速度的增加或减少会根据需要产生额外或更小的升力。因此, 不需要移动的外部部件和飞机的横向运动来提供提升, 以便可以从受限区域安全地进行起飞和着陆。本发明的飞机实际上是在一个自感运动的空气体中运行, 空气在所有方向上被向外引导, 由于减小了总阻力, 使得飞机能够获得更高的横向速度。通过消除翼尖, 消除了所有产生的效率损失, 并且进一步地, 利用了比实际弦长更大的相对弦长, 从而对于给定的面积产生了比传统翼型更大的相对升力。在运行的所有阶段, 机翼都处于最佳位置, 不需要折衷条件, 如无效迎角。由于叶轮组件在基座的上表面产生比下表面更低的空气压力, 因此产生了额外的升力。利用本发明的控制和推进系统, 不需要扰乱由旋转叶轮叶片产生的正常回转平衡来提供所有方向的控制。At。然而, 同时, 本系统提供了对由负载或大气扰动引起的不平衡状态的校正。本发明还提供了最高可能的安全系数。

尽管已经示出和描述了本发明的优选形式, 但是应当理解, 在不脱离所附权利要求的精神和范围的情况下, 可以在其中进行各种改变。

我们声称:

1. 安。飞行器包括圆形基座、安装在所述基座上的控制站、可旋转地安装在所述基座上用于绕所述控制站旋转的叶轮组件、围绕所述叶轮组件周向定位的升力产生翼片, 所述翼片在其内侧邻近所述叶轮组件的外端设有进气槽, 在所述翼片的外周设有水平推力孔。-在所述机翼下部的垂直推力孔, 用于选择性地空气引导至

ONE OR ET

..美德。■两个滑阀 82 的部分操作。压缩空气被导入所需的盘片? , |

水平推力孔和垂直推力孔，以及用于驱动所述叶轮组件的动力装置，以将空气基本径向地引导到所述翼型上并穿过所述翼型。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机，其特征在于，在所述机翼内增加了间隔开的静止部件，形成空气腔室、从所述固定构件的向外边缘延伸的可移动叶片、以及用于相对于所述固定构件重新定位所述可移动叶片以改变飞机飞行的横向方向的装置。

3. 一种飞行器，包括圆形基座、安装在所述基座上的控制站、可旋转地安装在所述基座上用于绕所述控制站旋转的叶轮组件，所述叶轮组件包括多个可在水平面内移动的间隔叶片，所述叶片的主体部分垂直设置，每个所述叶片包括铰接到叶片主体部分的可移动部分、用于定位所述叶片的装置。每个叶片的可移动部分，相对于其主体部分成一角度，以改变叶片相对于其垂直分量的弯度；升力产生翼型，周向定位在所述叶轮组件周围；以及动力装置，用于致动所述叶轮组件，以将空气基本径向地引导到所述翼型上并穿过所述翼型。

4. -索赔的飞机。3，增加了与动力装置接合的装置，该动力装置包括可旋转的驱动环。已安装。在所述基座上，用于将旋转运动从所述动力装置传递到所述驱动环的驱动装置，连接到所述驱动环的致动器，所述致动器通过所述从动环的运动来操作，安装在叶片主体部分上的动力缸，所述动力缸与所述致动器可操作地接合，所述动力缸内的活塞，所述活塞的自由端与所述叶片的可移动部分接合，所述活塞被所述致动器推到其伸出位置，以相对于刀片的主体部分成一角度调节移动部分。

5. 一种飞机，包括一个圆形基座，该基座包括一个中心毂，从所述毂径向延伸到基座外周的间隔开的支撑件，铰链连接到所述支撑件并在处于关闭位置时在所述支撑件之间延伸以切断向上通过所述基座的气流的挡板，用于打开的装置。所述挡板用于允许空气向上通过所述基座；叶轮组件，其可旋转地安装在所述基座上方，并且可在平行于所述基座的平面内操作；动力装置，其用于标准地致动所述叶轮组件；以及装置，其用于在动力装置失效时将叶轮组件的叶片弯曲度改变到自动旋转位置，所述叶轮组件在所述动力装置失效的情况下，在打开所述挡板时通过空气压力自动旋转。

6. 根据权利要求 5 所述的飞机，其特征在于，在所述百叶窗的内侧和外侧边缘设置有延伸翼片，并且一对环设置成与所述延伸翼片成重叠关系。

7. 一种飞行器，包括圆形基座、安装在所述基座上的控制室、可旋转地安装在所述基座上的叶轮组件、用于致动所述叶轮组件的动力装置、以及围绕所述叶轮组件周向定位的翼型升力和控制组件，所述翼型升力和控制组件包括翼型、与所述基座同心的所述翼型内的圆形翼梁。叶轮组件，所述翼梁设置有气孔，所述圆形翼梁内侧的间隔开的肋，所述肋相对于所述叶轮组件的圆形运动路径切向设置，所述圆形翼梁外侧的所述翼型内的间隔开的固定叶片形成空气室，mov

从所述固定叶片的外部界限延伸的可动叶片，用于相对于所述固定叶片重新定位所述可动叶片的装置，位于所述翼型内

周的进气槽，位于所述翼型外周的水平推力孔，位于所述翼型下部的垂直推力孔，以及用于选择性地将翼型内的空气导向水平推力孔和垂直推力孔的装置。

8. 根据权利要求 7 所述的飞机，其中所述用于选择性地将空气引导至水平推力孔的装置

垂直推力孔包括安装在所述圆形翼梁上的滑动阀，所述滑动阀设置有与所述圆形翼梁的空气孔选择性对准的开口，用于引导空气流通过翼型的垂直推力孔或水平推力孔。

9. 根据权利要求 8 所述的飞机，其特征在于，所述圆形基座包括中心毂，从所述毂径向延伸到基座外周的间隔开的支撑件，关闭

20 个铰链连接到所述支撑件上并在处于关闭位置时在所述支撑件之间延伸的挡板，以切断向上通过基座的气流，所述挡板设有延伸超过其主体部分的纵向延伸突出部和安装在所述基座上并可绕其轴线旋转移动的挡板保持环，所述环位于所述挡板上方并可与纵向延伸突出部接合，以通常将挡板保持在关闭位置，所述环设置有多个凹槽 30，其与延伸片互补并且通常不与其对齐，以及装置-用于同时将环凹槽与所述百叶窗延伸片对齐，以在停电的情况下在空气压力下实现百叶窗的打开。

35 10. 一种飞行器，包括-圆形基座，其体现了

中心毂、从所述毂径向延伸到基座外周的间隔开的支撑件、铰链连接到所述支撑件并在闭合位置时在所述支撑件之间延伸以切断向上穿过所述基座的气流的挡板，所述挡板设有延伸超过其主体部分的纵向延伸突出部、安装在所述基座上的环；d 可绕其轴线旋转运动，所述环位于所述百叶窗上方，并且接合件能够与纵向延伸突出部接合，以通常将百叶窗保持在关闭位置，该环设置有多个与延伸突出部互补的凹槽，并且通常不与其对齐，用于同时将环凹槽与所述百叶窗延伸突出部对齐以实现百叶窗打开的装置，叶轮组件可旋转地安装在上方，并且可在平行于，所述基座包括用于正常驱动所述叶轮组件的动力装置，在所述动力装置发生故障的情况下，所述叶轮在打开所述百叶窗时可通过空气压力自动旋转。

审查员引用的参考资料

一致的		美国专利
2 567 392	9/1951	一无所获。 — 244-23
2 863 621	12/1958	戴维斯- 244-23
2 045 051	7/1062	freel-还有。 244-23
3 159 360	12/1964	Ryan et al. — 244-17.11 X
		外国专利
678,	1/1964	加拿大。

米尔顿·布赫勒，主考官。

70 FERGUS S. MIDDLETON, 审查员。

长度助理考官 C. HALL, A. E. CORRIGAN,

OQ47572534 ONEQR ET

1968年11月
12日

p.s. MOLLER

3410507

飞机

于1966年5月6日提交

5页-第1页

FIG. 1

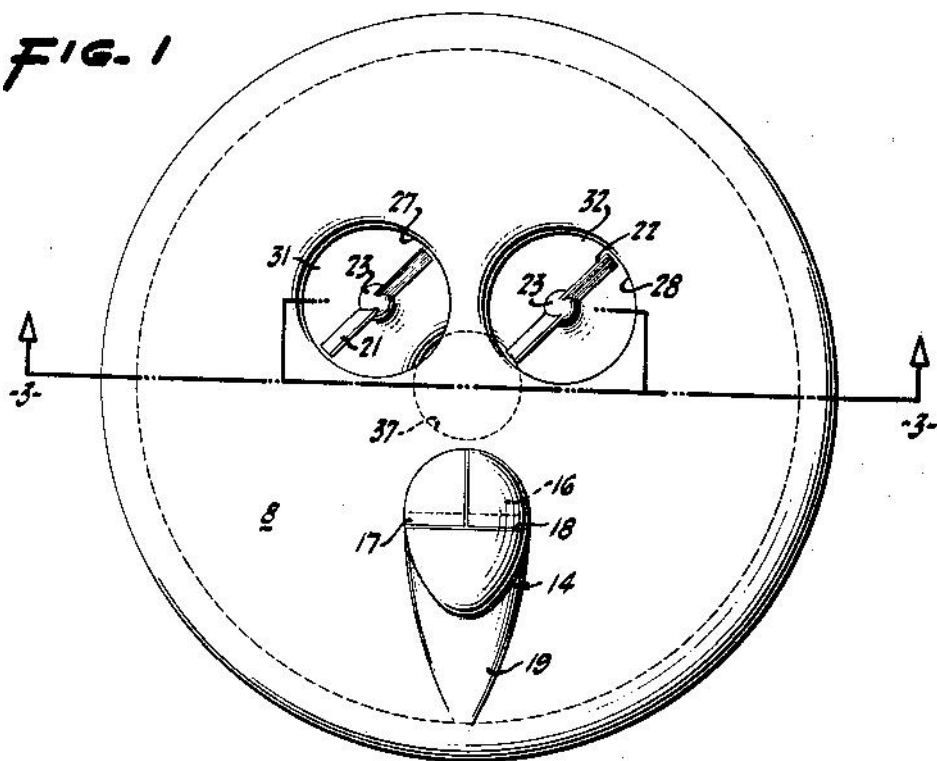
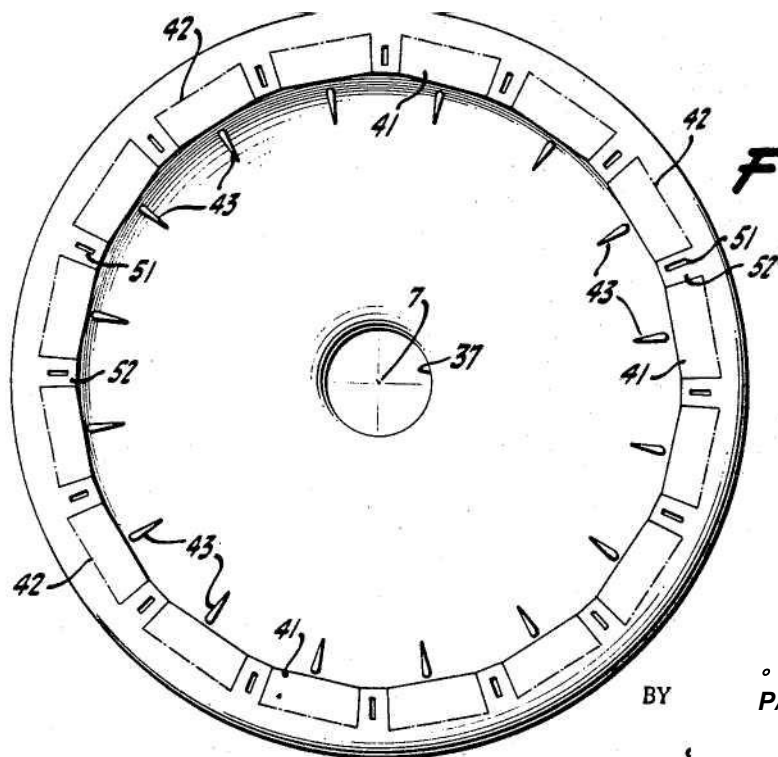


FIG. 2



INVENTOR

BY

PAUL S. Monee

PTroeverfs

QQ475725346

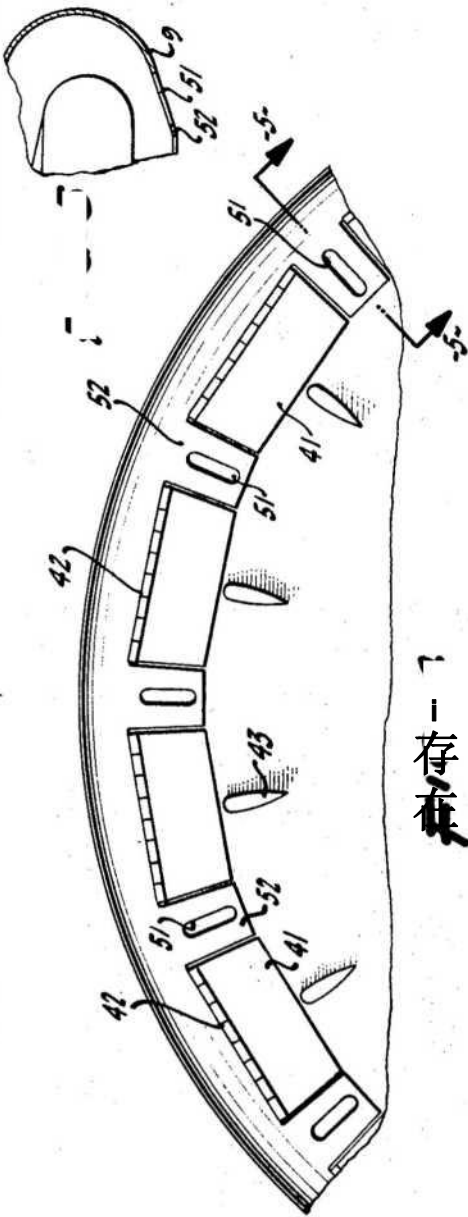
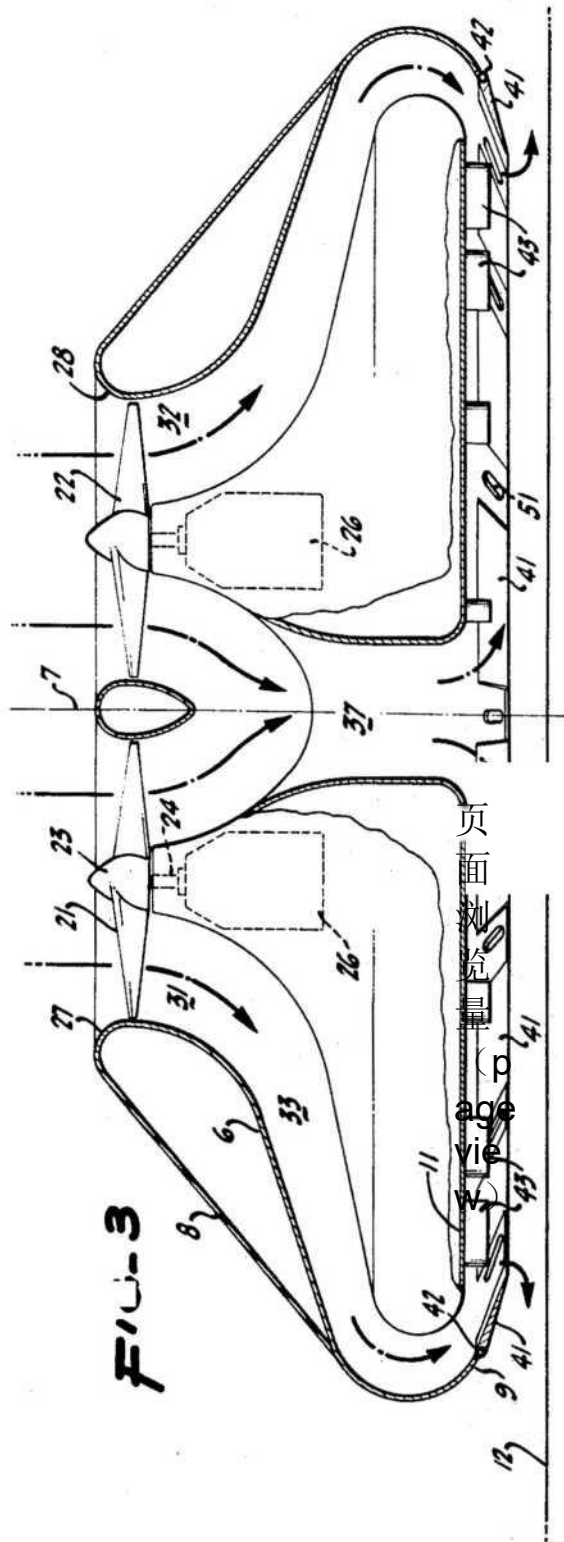
禁止转载

1968 年 11 月 12 日 P. S. MOLLER

飞机

于 1966 年 5 月 6 日提交

5 Sheets-Sheet 2



一存在

INVENTOR.
PAUL S. MOLLER
BY
Lothrop & West
Progr^xs

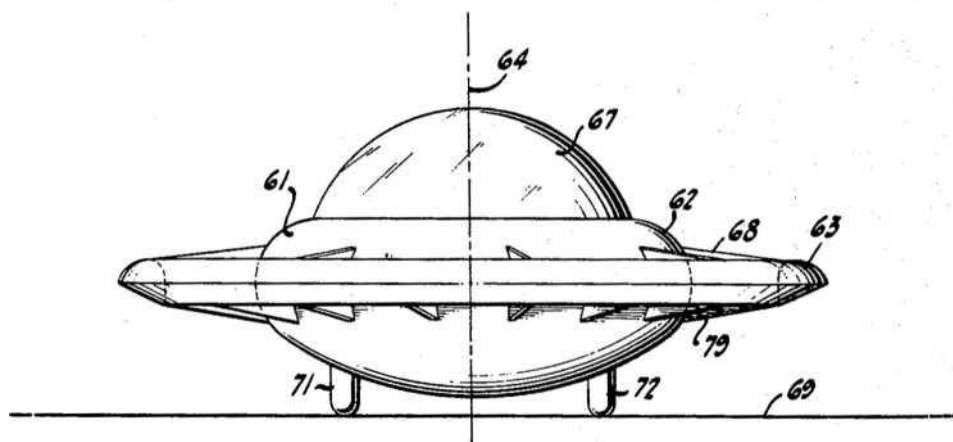
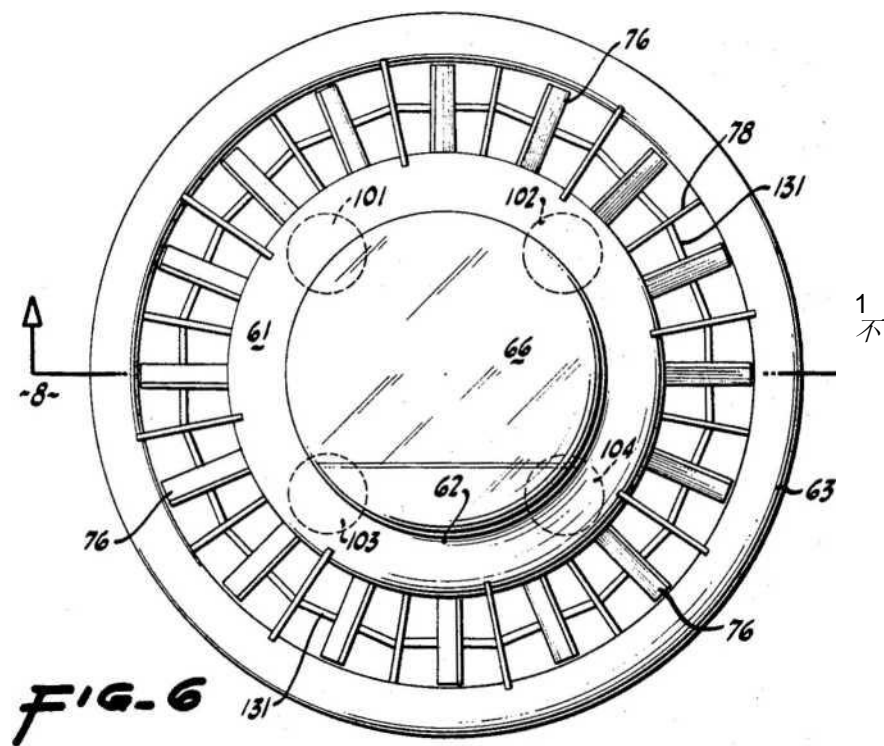
QQ475725346
ONE OR ET

1968 年 11 月 12 日 P. S. MOLLER

飞机

于 1966 年 5 月 6 日提交

5 页-第 3 页



INVENTOR.
PAUL S. MOLLER

经过

Arro^ffrV

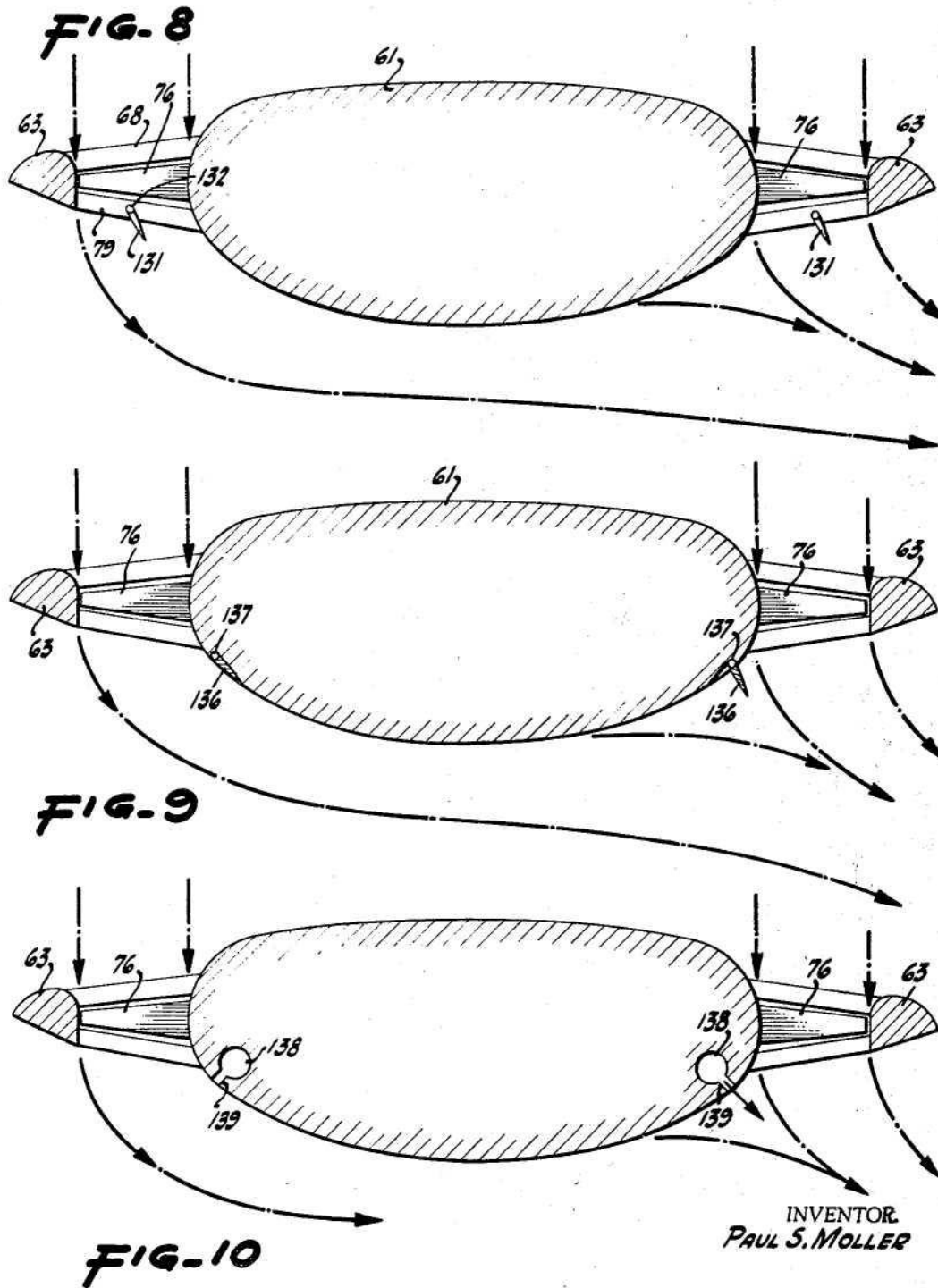
QQ475725346
禁止转载

3,410,507

AIRCRAFT

Filed May 6, 1966

5 Sheets-Sheet 4



QQ475725346
ONE OR ET

1968年11月12日 P. S. MOLLER

飞机

于1966年5月6日
提交

5页-第5页

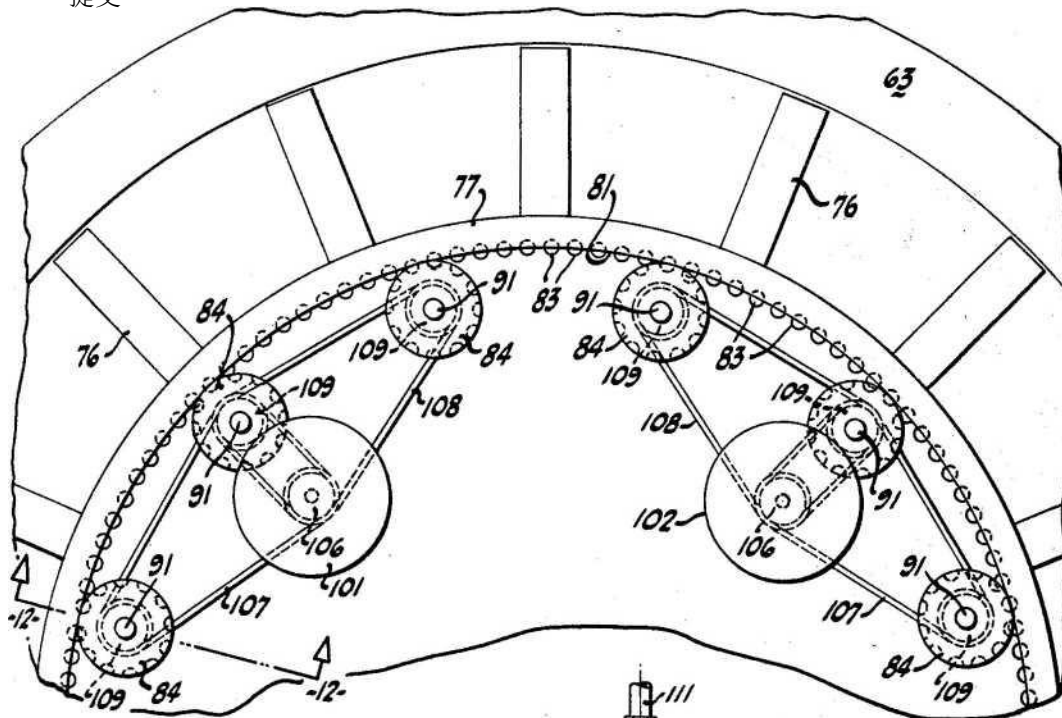


FIG-11

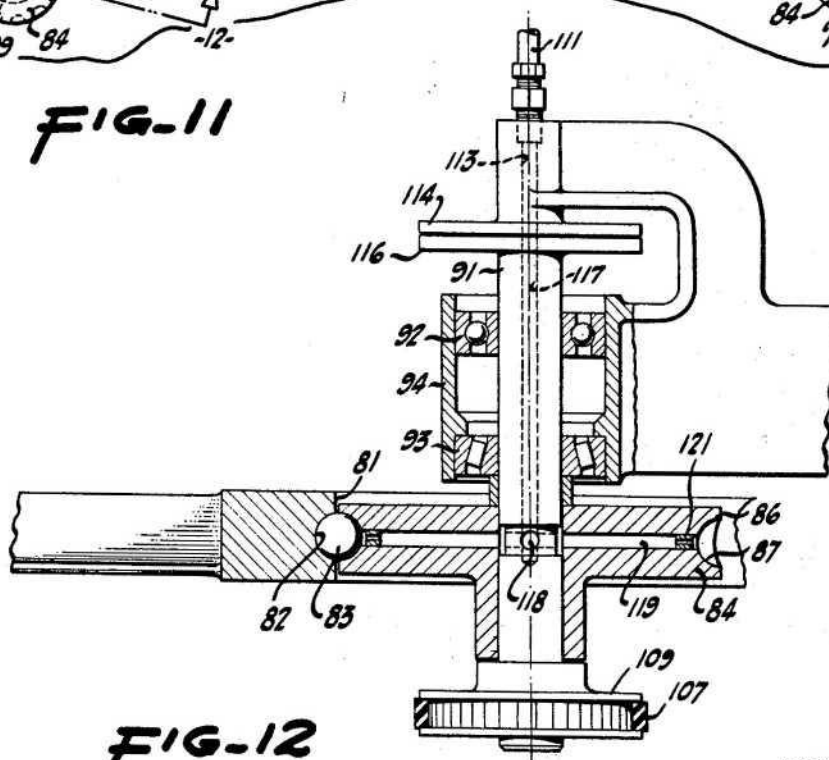


FIG-12

INVENTOR.
PAUL S. MOLLER

经过

箭头/erS

禁止转载

3410507

飞机

圣保罗街 1308 号保罗·穆勒..

加州戴维斯 95616

Mav 于 1966 年 6 月 6 日提交, 爵士。第 548, 256 号 5

7 索赔。(CI. 244-23)

披露摘要

一种飞机具有一个中心的载人机舱¹⁰。机舱 10 的外表面限定了一个围绕中心垂直轴线的旋转图形。围绕机舱并与机舱隔开的壳体限定了在顶部和底部开口的通道。机舱中的发动机驱动通道中的风扇, 迫使通道中的空气向下,

我的发明特别涉及 0 型飞机, 在这种飞机中, 承载体由向下指向的柱或喷气或气垫支撑, 并且通过以某种方式改变气流的方向来实现方向控制。一些这种性质的车辆主要设计用于非常接近地面的地方, 因此必须考虑车辆和地面之间的气流影响, 而其他这种一般性质的车辆可能设计成或可能设计成作为接近地面的地面效应机器, 但是设计成上升到相当大的 30° 高度并且离地面足够远, 从而没有或没有显著的地面效应。

这种一般性质的飞机是已知的, 但是在为这种飞机提供有效和充分的控制以使它们保持在所需的姿态, 使它们控制好并确保它们足够稳定方面有相当大的困难。

因此, 我的发明的一个目的是提供一种这种飞机, 其中稳定性是令人满意的和足够的。

本发明的另一个目的是提供一种易于控制的这种飞机。

本发明的另一个目的是提供一种这种性质的飞机, 其中气流是有效的

高效。

45

本发明的又一个目的是提供一种用于适当性能的飞机各种机械部件的改进布置。

本发明的又一个目的是提供一种飞机, 其令人满意地免受由于一些部件的故障而造成的危险。

本发明的另一个目的是提供一种这种特征的飞机, 它可以在离地面很近的地方以及离地面很远的地方工作。

本发明的另一个目的通常是提供一种上述类型的改进飞机。

在附图说明中描述的本发明的实施例中实现了与前述内容一起的其他目的, 其中:

60

图 1 是根据本发明一种形式的飞机的俯视图;

图 2 是图 1 的飞机的仰视图;

图 3 是图 1 中 65 架飞机的放大剖面图, 剖面由图 1 中的线 3-3 表示;

图 4 是图 3 的结构的相同放大比例的局部仰视图;

图 6 是根据本发明另一种形式的飞机的俯视图;

图 7 是图 6 所示飞机的前视图;

图 8 是横截面, 其平面由图 6 的线 8-8 表示, 以放大的比例示出了一种形式的控制机构;

图 9 是类似于图 8 的视图, 但是示出了不同形式的控制机构;

图 10 是类似于图 8 和 9 的视图, 示出了控制机构的进一步修改形式;

图 11 是该结构的一部分的放大平面图, 其中部分被移除以示出驱动装置; 和

图 12 是横截面, 其平面由图 11 的线 12-12 表示。

在已经在加州戴维斯令人满意地飞行的本发明的第一优选形式中, 提供了一种特别设计成运载一名乘客并在接近地面的地方使用的飞机。该飞机包括主框架 6, 该主框架 6 由各种结构构件、板和盖组成, 这些构件、板和盖通常被布置成提供围绕垂直轴线 7 的刚性旋转图形。外部上部构造通常由锥形表面 8 和向内弯曲的部分环形外周表面 9 限定, 该外周表面 9 通向基本平坦且通常水平的下表面或底表面 11 的附近, 该下表面或底表面 11 设计成位于地面的所示平坦表面 12 附近或在地面的所示平坦表面 12 上方的短距离处操作。主要描述的结构提供了连续的封闭表面。

在上锥体 8 的中心或机舱部分有一些中断。一个中断提供了操作员驾驶舱 14, 为操作员提供座位或站 16。该站部分地被具有适当支架 18 的透明罩 17 包围, 并由附件 19 引导到飞行器的旋转表面中。罩 17 是可移动的, 因此操作者可以通过在锥体 8 的表面上移动而毫无困难地进入和离开。

一对悬挂风扇或螺旋桨 21 和 22 支撑在中央机舱中的框架 6 上, 并且与轴线 7 成对称关系, 并且优选地正好在操作员站的后面。每一个都设有从动轮毂 23, 从动轮毂 23 通过适当的轴 24 连接到同样安装在框架 6 上的单独的推进发动机 26。优选地, 螺旋桨或风扇设置在基本上相同的水平面上, 并且在所有方面基本上是相同的。每个风扇设置有一对单独成形的入口导管 27 和 28 中的一个, 入口导管 27 和 28 与飞机的外表面合并, 使得得到风扇的气流越过平滑构造的表面并从锥体 8 的上部流出。

风扇 21 和 22 都大致平行于轴线 7 向下排放到最初单独的导管 31 和 32 中。这些迅速地合并成一个单一的空气通道 33, 该空气通道 33 大部分围绕锥体的内部沿圆周延伸。限定通道 33 的导管壁被小心地构造成使空气高效地流向外壳的外周。管道壁从边缘向内围绕结构的下周边, 使得通道 33 通常在框架 6 的下表面 11 下方沿径向向内和稍微向下的方向排出被引导的空气。

尽管它并不总是被使用, 但在许多情况下, 除了通道 33 之外, 提供一个与轴线 7 对称的中心向下的导管 37 是

FIGURE 5 is a cross section, the plane of which indicated by the line 5—5 of FIGURE 4;

以支撑飞机。

有利的，特别是如果表面 11 下方的中心湍流过大的话。 导管 37 的壁

禁止转载

与底面 11 平滑融合。由导管 37 排出的空气起到稳定器的作用。它阻挡或转移向内的气流，阻止横流，减轻中心湍流。通常，当飞行器在地面上或接近地面时，来自风扇 21 和 22 的气流如图 3 中的各个箭头所示。

为了控制空气在围绕下部环形排放口的不同圆周点从通道 33 流出，主体的向内指向的部分 9(也是通道 33 的导管壁)设置有多多个基本相同的向内指向的挡板 41。这些被布置成圆形，并且每个都设置有到机器的框架 6 的铰链连接 42。折板分别绕各自的铰链 42 枢转，以接近底壁 11 和从底壁 11 退回。因此，它们控制在机器周边的各个挡板站处从通道 33 排出的空气量。流动指示器 41 连接到操作员站的控制装置(未示出)，使得操作员可以根据需要单独或成组地调节每个挡板 41 的打开量，从而可以从装置的任何选定部分排出更多或更少的空气，并且可以在有限的程度上改变空气方向。

排出的空气在地面 12 和底部 11 之间流动，并越过从框架底部 11 向下伸出的多个偏航控制器 43。利用这种结构，并且如上所述，操作者可以控制围绕框架下周边的泵送空气的流出，使得当车辆离地面很短的距离时，他在控制车辆的姿态方面几乎没有困难。由于经过襟翼 41 的向内的空气流可能引起相当大的湍流，特别是在车辆的中心部分下方，所以在许多情况下，希望允许空气也流过垂直向下的射流 37，从而消除一些湍流，并为车辆提供更稳定的气柱、气垫或平台。

尽管如此，仍然可能存在控制困难。特别是当车辆非常接近地面时，如果其水平姿态通过倾斜而改变，使得周边在一点比在另一点更接近地面，则在襟翼下表面和地面之间的襟翼 41 下方反向并向外逃逸的排放空气产生局部显著的伯努利效应。车辆轮缘的下部，或者比其它部分更靠近地面的襟翼 41，倾向于使空气以稍高的速度和较低的压力在下方流动。这减少了已经位于车辆轮缘下部的垂直支撑，并加剧了飞行器的倾斜或不正确的姿态。随着车辆接近地面 12，这种影响变得越来越明显，并可能导致严重的困难。这种影响的一部分可以通过对襟翼 41 的极其精确的控制来避免，但是提供足够精确的控制通常是不实际的，特别是在相对较小、便宜的机器中。

通过这种布置，我发现通道 33 中总空气的一小部分通过狭槽 51 或它们的等同物沿大致垂直的方向排出。这种排放足以防止车辆下方任何有害的伯努利效应。即使飞行器下周边的一部分太靠近地面，并且通常会加剧伯努利效应，但是向下流动的周边布置的空气射流减轻了伯努利效应，并且避免了飞行器在这些情况下的不稳定性。虽然狭槽 51 在此都显示为具有基本相同的尺寸，但是它们在主体下周边的不同部分的有效面积或数量可以不同。

船上的负载通常被安排为良好的平衡。例如，发动机 26 和风扇 21 和 22 向后移动，以抵消前方操作员站 16 处的偏心载荷。因此，在向前飞行中，每个导管 27 和 28 的前唇缘在飞行器的直径上或附近。进气结构的向后位置因此消除或减少了抬头力矩。然而，活载荷的变化，尤其是当飞行器接近地面时的影响，可能会导致一些倾斜和伯努利效应的增强。狭槽 51 可以被特别设计和布置成补偿任何净偏心载荷。

为了使车辆更安全，空气从中心导管 37 和从外围排放通道 33 流出的面积，特别是当考虑到开口槽 51 时，总是大于空气流入螺旋桨 21 和 22 中任一个的面积。每个发动机 26 都有自己的完整系统，因此一个发动机在飞行中的故障不会影响另一个发动机的运行。由于从机器下方的一个螺旋桨流出的空气的面积远大于流经另一个螺旋桨(死螺旋桨)的面积，因此没有通过入口的气流反向或回流。尽管只有一个螺旋桨在工作，但它的全部输出都向下运动，并按设计排放到船下。因此，当一台发动机发生故障时，虽然会失去一些支撑，但向上的空气射流不会干扰车辆的运行。

刚刚描述的本发明的形式特别用于接近地面的地方。可以上升到其上方的某个高度，但它不是为该用途而有效设计的。图 6-12 所示的本发明的形式被设计成只利用少量的地面效应，而更多地利用动量推力效应，并上升到离地面相当高的高度。

在后一种情况下，飞机包括类似于前述布置构造的机身和框架 61。通常提供机舱 62 和间隔的轮缘 63，它们都是围绕中心垂直轴线 64 的旋转图形。车辆的承载部分或机舱居中设置，并且关于轴线 64 对称定位。它采取的形式。乘客和装载站 66 被透明圆顶 67 封闭。轮缘 63 通过多个径向支柱 68 连接到中心体，并且当在地面 69 上时，整个车辆支撑在车轮 71 和 72 上。

气流和产生的气垫由多个风扇叶片 76 提供，这些风扇叶片 76 以径向方式围绕以轴线 64 为中心的圆形风扇轮缘 77(图 11)布置。风扇叶片 76 的外端刚好在边缘 63 的近似垂直的内表面附近终止，边缘 63 与主体 62 一起被构造成向风扇叶片的上侧提供平滑的空气入口。多个防空转叶片 78 在轮缘 63 和机舱 62 之间延伸，用作进入空气的导向件。叶片被设置成抵消穿过装置的空气的扭矩或旋转效应。

在那里补充上部防涡流叶片 78 可以

在实际操作中，我已经发现，通过在机器主体下方的向内弯曲的唇缘 52 上切割并在间隔开的折板 41 之间延伸的永久开口槽 51，可以在很大程度上并且实际上消除靠近地面的重要伯努利效应。如果折翼 41 的边缘足够精确和紧密地间隔开，也可以简单地省略其间的向内弯曲的唇缘 52，从而留下与狭槽 51 面积相等的狭窄开放空间。当我在这里提到槽时，我指的是任何一种结构或任何一种结构，它允许连续或永久的大体上垂直向下的空气从下周边下方逸出

股份公司的“siirjfe”，



禁止转载

3410507

为了相同的目的,多个下部的防涡流叶片 79 偏转风扇排出的空气。上叶片 78 或下叶片 79 可以省略,只要剩余组的设计被适当地调整。最终结果是提供适当的空气流入、流经和流出飞行器,使得在正常操作中,机舱 66 保持静止并且不绕垂直轴线 64 旋转。

为了给风扇叶片 76 提供合适的安装和驱动装置,内部风扇轮缘 77 由风扇支撑和推动。图 11 和 12 所示的布置。内缘 77 在其内圆柱形表面 81 上形成有多个近似半球形的凹陷 82,球体或球 83 永久固定在每个凹陷中,留下大约一半的球突出。在主体 61 的框架上的适当位置(在这种情况下,12 个)安装有具有圆柱形外表面 86 的驱动小齿轮 84。小齿轮间隔地具有半球形凹陷 87,设计成当小齿轮旋转时与球 83 相互配合。由于球 83 和半球形压下的齿轮的相互接合,载荷不仅在旋转方向上而且在径向和垂直方向上在轮缘 77 和小齿轮 84 之间传递。也就是说,小齿轮不仅是轮缘 77 的驱动构件,而且是其径向和轴向支撑构件。

如图 11 所示,许多小齿轮 84 围绕轮缘的内周均匀分布。每个小齿轮 84 承载在垂直轴 91 上,该垂直轴 91 至少部分地由轴承 92 和 93 限制和支撑在连接到框架 6 的一部分的轴承架 94 中。每组小齿轮 84 由多个发动机 101、102、103 和 104 中相邻的一个适当地驱动。这些引擎中的每一个都完全独立于其他引擎。任何一个都可以操作,即使其他的都失败了。每个发动机都带有一个驱动皮带轮 106,皮带 107 和 108 绕着该皮带轮运转。这些皮带还围绕轴 91 底部的皮带轮 109 以大致三角形的驱动方式进行训练,每个发动机驱动其十二个小齿轮中的三个。通过这种方式,风扇不仅被定位和支撑,而且被发动机旋转。

因为这种环境下的润滑和轴承负荷存在一些问题,所以我更喜欢使用空气轴承。压力空气从车辆上合适的空气压缩机(未示出)被引导通过多个管道,例如图 12 中的管道 111,到达框架 6 的一部分中的中心孔 113。一些空气在形成框架一部分的固定盘 114 和位于轴 91 上端的分支旋转盘 116 之间逸出,从而提供空气推力轴承。来自导管 113 的空气的剩余部分继续通过轴 91 中的孔 117,然后穿过中央歧管 118。从那里,空气径向流过通道 119 到达半球形凹槽 87,并因此围绕单个球 83 逸出。优选地,通道 119 设有出口限制 121。尽管一些通道在其旋转周期的大部分时间是开放的,但是当施加定位、支撑和驱动载荷时,系统中仍然存在足够大的压力以确保每个半球形表面 87 和相邻球 83 之间的空气轴承。

利用这种布置,当禁止转载发动机运行时,风扇围绕轴线 64 旋转,并在大致向下的方向上驱动环形包络结构的气流。空气被不同程度地偏转,以操纵和控制或稳定车辆。出于这个原因,在风扇 76 的出口处可以有一个环或多个偏转器 131(图 8),它们关于轴线 64 对称,并被设计成围绕水平轴线 132 摆动,并在垂直位置和其下方的两侧摆动

* WR dk it ■'■ t = w

禁止转载

操作员站中的工具(未示出)的控制。如图 8 所示,叶片 131 是倾斜的,以便将气流横向偏转到右侧。车辆车身底部的构造使得偏转器倾斜,如图所示,倾向于在具有向下分量并且还具有相当大的横向分量的方向上排出排出的空气。虽然有些湍流特别存在于身体下方流动的空气和更接近向下流动的空气的汇合处附近,但有足够的净横向反作用力来产生身体的侧向机动性。通过倾斜几个叶片 131 中的禁止转载组,操作者可以在任何期望的方向上偏转向下流动的流,以便给他车辆的方向控制,并且还帮助他防止任何不稳定,例如接近地面时的伯努利效应不稳定。

作为轮胎叶片 131 的替代,如图 9 所示,可以提供多个扰流器 136,这些扰流器 136 围绕轴线 64 对称地设置成环,并且还布置成在车身下方的水平轴线 137 上摆动。扰流器 136 被安装成嵌套在主体的构造内,并且实际上在一个极端位置继续其流线型构造。当禁止转载扰流器围绕其轴线 137 移动时,它伸入向下流动的气流中。通常,环形流的内部部分倾向于跟随车身的构造,并沿着向下延伸的轴线 64 对称地出现。然而,如图 9 所示,图右侧的禁止转载扰流器已经从它们的凹进位置突出,因此使邻近的气流向右偏转。这种流动降低了车身下方的压力,并倾向于在车身下方引起伴随的横向流动。扰流板装置的功能实际上与图 8 所示的偏转叶片相同。

作为另一种控制选择,代替叶片 131 或扰流器 136,我可以提供辅助动力空气射流。如图 1(1)中特别示出的,主体包含歧管 138,单独控制的导管 139 从歧管 138 延伸到主体的表面。单个导管可以从操作员站进行控制。当如图 10 所示的向右的导管打开,而如图 11 所示的向左的其余导管关闭时,从打开的导管流出的空气像以前一样倾向于使主流流向右偏转,使气流从机身下方的机器左侧进入右侧。这种结构的结果与图 8 和 9 的结构大致相同。在所有这些情况下,操作者被赋予控制的手段。正常向下流动的气垫或气流的排放或流出方向,以便车辆在选定的方向上容易操纵,并对任何局部或暂时的不稳定性进行补偿。

对于中央机舱,操作员和可移除负载通常对称地位于中央,使得它们的重量变化不会破坏机器的稳定性或姿态。已经发现,采用这种布置,有足够的升力、稳定性■和可操纵性,以允许机器在不干扰地面效应的情况下从地面上升,并在离地面足够远的相当高的高度机动,因此地面效应是无关紧要的。

风扇叶片 76 是其一部分的大转子旋转得足够快,以提供显著的回转稳定效果。驱动小齿轮及其耦合的发动机的类似效果增强了这一点。虽然后面这些旋转部件的直径不大,但它们会转动。在相对较高的速度下,所有的陀螺稳定效应都以有效的量出现,并围绕适当的轴。

什么是。声称是:

1. 一种飞机, 包括:具有外表面的中心机舱, 该外表面基本上限定了围绕中心垂直轴线的旋转图形; 外壳, 该外壳围绕所述机舱并与其间隔开, 以在顶部。底部留下开口的内部通道, 并且该内部通道在垂直于所述轴线的任何平面内基本上是环形的; 用于将所述外壳连接到所述机舱的装置, 围绕所述机舱的环, 所述环上的风扇叶片从其向外延伸基本跨过所述通道, 所述机舱中用于容纳 10 名乘客和至少一个发动机的装置, 所述机舱中的发动机从动轴, 其可绕固定在所述机舱中的垂直轴旋转, 以及相互配合的驱动构件, 其连接所述发动机从动轴和所述环, 以使所述环和所述风扇叶片绕所述中心垂直轴旋转, 其旋转方向迫使空气从所述通道的顶部到底部向下。

2. 如权利要求 1 所述飞机, 其中所述互配驱动构件还保持所述环和所述机舱防止沿所述垂直轴线的相对位移。

3. 如权利要求 1 所述的飞机, 其中所述相互配合的驱动构件包括在一个构件上的球和在另一个构件上的类似尺寸的半球形承窝。

4. 如权利要求 3 所述的飞机, 其中所述相互配合的驱动构件的尺寸允许它们之间有空气膜。

5. 如权利要求 1 所述的飞机, 其中固定在所述机舱上的多个防旋叶片基本上延伸穿过所述通道。

6. 如权利要求 1 所述的飞行器, 其中所述机舱的所述外表面朝向所述中心轴线向下向内延伸, 并且设置有用于使气流在其上偏转的装置。

7. 如权利要求所述的飞机。其中所述偏转装置是空气流的出口。

引用参考文献

美国专利

3, 124, 323 3/1964 Fross 244-12
2, 718, 364 9/1! ^5 • 克拉布特里 244-12
3, 170, 529 2/1^5 • 凯利等人。 ■ 244—23 3, 276, 723
M11966 Miller 等人 244—12
3, 291, 236 12H966 Foshaa 114—671

外国专利

678, 700 1/1964 加拿大。

米尔顿·布赫勒, 主考官。

T.助理 审查员 W. BUCKMAN。

196 年 3 月 11 日
&

Filed May 20, 1966

E.格雷罗
一台 TDFQ A 调
谐器

3432120

Sheet 1 of 3

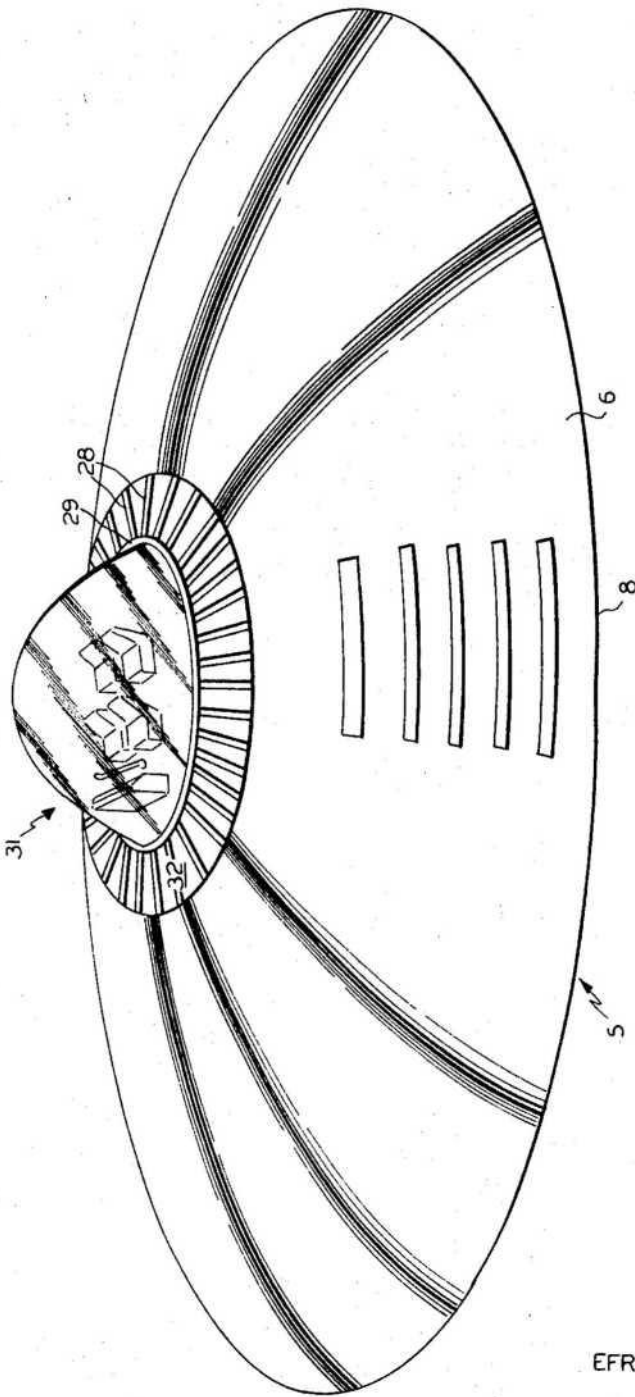


FIG. 1

INVENTOR
EFRAIN GUERRERO

BY *Philpitt, Steininger & Priddy*
律师

QQ475725346
一个 ORET

1969 年 3 月 11

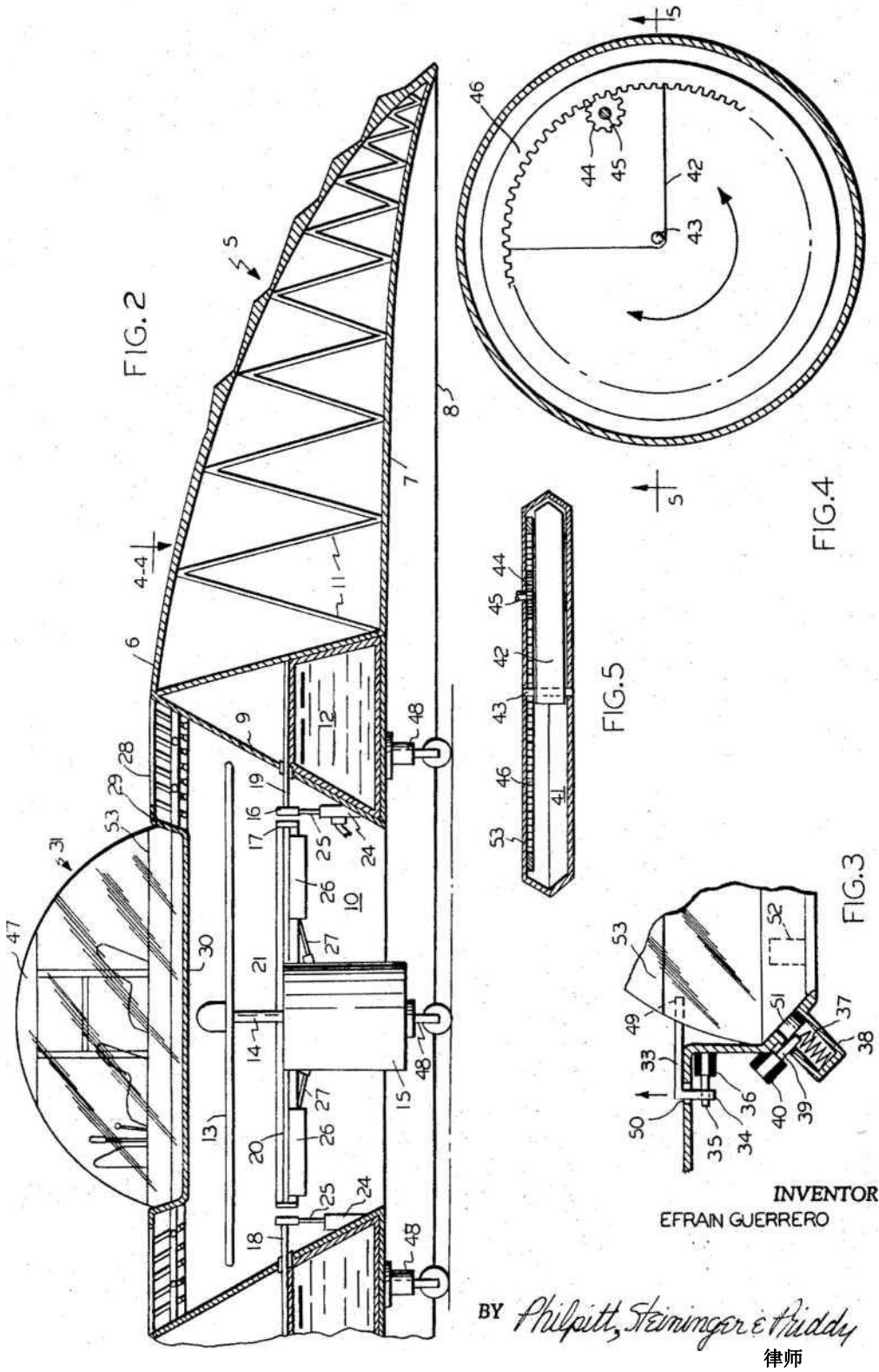
E.格雷罗

3432120

日

飞机

1966 年 5 月 20 日提交, 第 3 页, 共 3 页



QQ475725346

禁止转载

1969年3月11日

E.格雷罗

3432120

飞机

于1966年5月20日提交

第3页，共5页

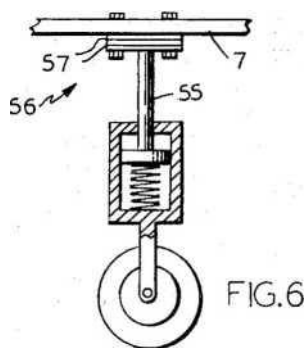


FIG. 6

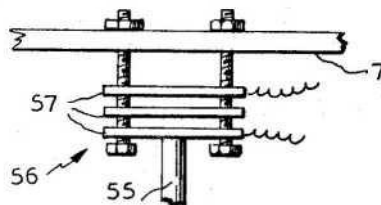


图 7

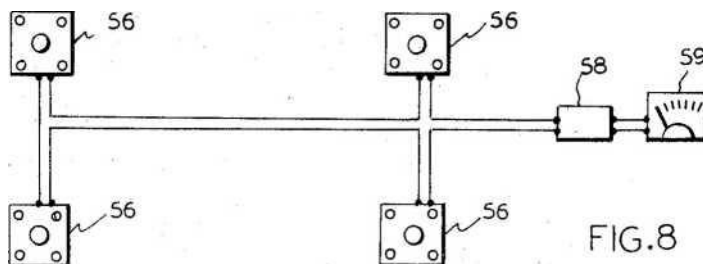


FIG. 8

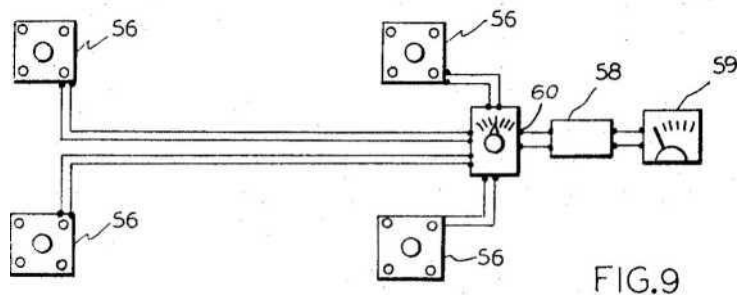


FIG. 9

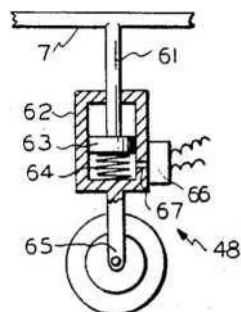


FIG. 10

创造者

EFRAIN GUERRERO

BY

Philpitt, Steininger & Budd

ATTORNEYS

OQ475725346

禁止转载

美国专利局

3432120

1969 年 3 月 11 日获得专利

3432120
弗吉尼亚州阿灵顿格雷罗(西北 20
街 901 号)。华盛顿特区, 20006)于 1966 年 5 月 20
日提交。第 551, 656 号 5
美国 CI. 244-12 11 索赔
Int. CI. B64c 29/00, 17/08

公开内容摘要 10

该说明书公开了具有环形机翼和安装在机翼内的空气
导管的可漂浮飞机。叶轮、操纵面和电机安装在空气导
管的万向节上, 为飞机提供定向运动。重量感测装置 15
安装在在地面接合构件上, 以感测每个地面接合构件上的载
荷和飞机的总重量。然后可以计算重量分布, 并旋转可
移动压载构件以动态平衡飞机。 20

本发明涉及飞机。更具体地说, 它涉及飞机安全系统
和体现这种系统的改进的飞机。 25

本发明涉及一种适合大部分人口用作全方位人员运输
工具的飞机, 因此它必须满足各种各样的关键要求。从
建造和维护的角度来看, 这种飞机必须尽可能简单, 因为
复杂会导致费用, 而费用是发展通用航空的一个重要障
碍。为了实用, 这种飞机必须有垂直起落能力。飞机应
该能够在陆地上运行, 并且至少能够在陆地上和水上漂浮,
以便允许几乎任何地方的紧急着陆。它应该能够在完全
或部分断电的情况下, 将乘员从巡航高度带到安全着陆
位置。当车辆在地面上或附近着陆、起飞或操作时, 它
不应有暴露的移动部件, 如螺旋桨或转子, 这对车辆附
近的人员是危险的。

可以理解的是, 只要主旋翼的结构完整性及其自由旋转
的能力没有受到损害, 直升机就能满足上述 45 项要求中
的某些要求, 这些直升机具有垂直起落能力, 并且能够
在动力故障的情况下从巡航高度下降。然而, 直升机还
有证明它作为大部分人口的一种实用的全方位交通工具
的可行性。成本也许是目前的主要威慑因素, 因为直升
机的购置和运营成本目前大大高于同等载重量的固定翼
飞机的 55%。即使采购成本可以通过生产量的增加而降
低, 直升机仍然存在维护成本高、旋翼外露、旋翼受损
或转动能力受损(如齿轮箱故障)时无法安全下降等缺点。

最近, 已经提出了新型的圆形机翼飞机。根据现有技术
中的一个建议, 圆形机翼飞机设置有穿过机翼的垂直
定向的中心开口或导管。带有向下推动的叶轮的动力装
置, 例如反向旋转的支柱, 被万向地安装在导管中, 以
提供升力和至少一定程度的横向控制。这种飞机可以制
造成具有垂直起落能力, 并具有另一个固有的优点, 即
具有半封闭的支柱, 而不是直升机的完全暴露的旋翼。
本发明总体上涉及飞行器的改进, 并且涉及刚刚描述的
一般类型的圆形机翼飞行器的改进。

通过参考附图, 可以更好地理解本发明, 在所有附图
中, 相同的附图标记表示相同的部件, 其中:

图 1 是根据本发明构造的飞机的透视图。

图 2 是图 1 飞机的局部垂直剖视图。

图 3 是图 2 的放大部分。

图。图 4 是沿图 2 中剖面线 4-4 截取的乘客舱下部剖
面图。

图 4 是沿图 4 中剖面线 5-5 截取的剖视图。

图 6 是飞机重量确定起落架组件的放大详图。

图。图 7 是图 6 的起落架组件的局部分解视图。

图 8 和 9 是适于与图 6 和 7 的起落架组件连接的重量
分布感测系统的示意图。

图 10 通过汽车至少产生一些升力 是确

定重量的起落架组件的另一种形式的示意图。

在本发明的一个优选实施例中, 如图 1 和图 2 所示,
飞机包括一个环形机翼 5, 该机翼具有上壁 6 和下壁 7,
这两个壁都横向向下弯曲, 并在机翼的外周以 8 连接在
一起。上壁和下壁的内端通过圆形向下向内倾斜的壁 9
连接在一起, 在机翼的中心形成空气导管 10。机翼外壳
可以是任何合适的合成树脂或弹性材料, 由一系列支柱
11 支撑, 支柱 11 由玻璃纤维增强树脂或轻金属制成, 并
在机翼上下壁之间以之字形延伸。围绕导管 10 设置在机
翼内的是用于存储燃料供应的环形箱 12。叶轮 13 设置
在导管 10 的上端, 用于产生通过导管的向下气流, 叶轮
安装在马达 15 的轴 14 的上端。马达由一对同心设置的
万向环 16 和 17 支撑, 外环 16 枢转地安装在从导管壁的相
对侧伸出的轴 18 和 19 上, 而内环 17 枢转地安装在连接
到外环的轴(未示出)上, 并且它们的轴线与轴 18 和 19 成
直角设置。液压缸

24 安装在环 16 下方的壁 9 上, 邻近具有杆的环的枢轴
安装件

25 与邻近其枢轴安装件的环的下边缘接触。液压缸用于
调节外环和飞机之间的倾斜程度, 从而控制飞机的侧倾。
第二组液压缸(未示出)安装在外万向节环上, 靠近将它连
接到内环的轴, 用于使一个环相对于另一个环倾斜, 从
而控制飞机俯仰。偏航控制由多个大致竖直的控制表面
26 提供, 控制表面 26 枢转地支撑在从马达延伸到内部万
向环 17 的大致径向的轴 20 和 21 上。通过合适的操作连
杆 27, 使控制表面绕轴 20 和 21 枢转到任何期望的位置,
从而控制(例如, 防止和/或赋予任何期望的程度)飞机部
件的旋转运动。在



一个或一个以上

在使用单个旋转叶轮的飞机的优选实施例³中，这些控制表面还抵消了由单个螺旋桨产生的扭矩，因此不需要提供两个以不同速度旋转的螺旋桨。

板 29 由径向杆 28 支撑，径向杆 28 在导管 10 的顶部边缘向外延伸到机翼，板 29 部分地覆盖导管 10 的上端，并具有凹陷的中央³槽 30，中央凹槽 30 用作气密结构的可拆卸圆顶形舱 31 的容器。这³杆形成格栅 32，以允许空气进入管道。如图 3 所示，舱通过臂 33 可拆卸地保持在凹部中，臂 33 在它们的内端 49 处锚定到舱 31 上，并且延伸到凹部 3f 的边缘上，并且具有延伸穿过板 29 中的开口 5f 的悬垂的有孔端 34，在开口 5f 下方，臂 33 接合适合于通过螺线管 36 从接合中退出的碰簧销 35。在凹槽 30 的底部周围是一系列安装在气缸 38 中的弹射弹簧 37。弹簧通常由柱塞 39 保持压缩，柱塞 39 延伸穿过气缸壁，并适于通过螺线管 40 从这种接合中缩回。当柱塞 39 缩回时，弹簧 37 膨胀并向外压靠在随动件 51 上，以将舱室从凹槽中弹出。可以提供多个 25 电点火的固体燃料推进器 52 来帮助机舱弹射。降落伞安装在机舱 31 顶部的隔室 47 中，并且可以提供用于在机舱为了紧急着陆而分离时打开降落伞的装置。上述 30 个螺线管、推进器和降落伞打开装置都可以由飞行员仪表板 54 上的单个“弹出”按钮控制。

如图 35 2-5 所示，舱室 41 设置在舱室 31 的底部，在地板 53 下方。它包括一个压载构件 42，该构件可绕一个垂直轴或轴线 43 枢转地安装，该垂直轴或轴线 43 设置在舱室的中央。压载构件的旋转可以通过齿轮 44 来实现和控制，齿轮 44 可以通过从³客舱控制的轴 45 在固定位置旋转。齿轮 44 与环形齿轮 46 啮合，环形齿轮 46 固定连接压载构件 42 上，并适于绕轴或轴线 43 旋转。因此，通过旋转轴 45，飞行员可以将压载构件 42 旋转到任何期望的位置 43，以补偿飞机或其负载的重量分布的不平衡。压载构件可以是自重，或者更理想的是，用于行李、燃料或其他具有可观重量的物体的隔间或运载工具。如果需要，³可以通过地板 53 提供入口 50。

飞机由四个接地构件支撑在地面上，这些接地构件设有重量传感装置，从而构成重量测量起落架组件，如果需要，该组³件可适于测量飞机的总重量或重量分布，或两者，优选后者。飞机超载会对操纵性造成危险的影响。另外，不适当的重量分配可能会严重影响可控性。目前，通过确定已³载在飞机上的每个物体的重量及其相对于指定基准位置的位置来确定适当的载荷。然后在计算中使用这些量，产生飞机中每个物体的力臂，并且通过对³成力臂求和得到的总数 63 与显示飞机可接受的重心包络的图表进行比较。这种对飞机载荷的重复计算是一个繁重的过程，因为飞机经常在不同载荷下进行各种各样的短途旅行，因此飞行员很容易依赖估计值或完全忽略计算值，³本发明的重量测量起落架是无用的。不仅是这里公开的飞机，还有“其他类型的空气”

飞行器，例如固定翼和旋转翼类型以及其他圆形翼飞行器，通过提供快速、精确的方法来确定载荷和重量分布而无需计算，从而解决了前述问题。

根据图 6-8 所示的一个实施例，多个地面接合构件 48，包括车轮和减震器安装支柱 55，通过具有压力和接触板 57 的传感器 56 连接到飞机的下表面 7。每个传感器测量飞机总重量的一部分。传感器串联连接到放大器 58，用于合计由各个传感器测量的重量单位，并用于在指示装置上显示由此测量的总重量，指示装置例如仪表 59、数字阅读器或飞行员仪表板上的“通过-不通过”灯。

根据图 9 所示的更优选实施例，换能器不是彼此串联，而是单独连接到开关装置 60。开关装置连接到放大器 58。在所有其他方面，这个系统就像刚才描述的那个。切换装置设有多个位置，为了方便起见，这些位置可以被称为位置(a)、(b)、(c)、(d)、(e)和(f)。在位置(a)，所有传感器彼此串联并与放大器输入端连接，这样指示装置，在这种情况下可以是数字阅读器或仪表型指示器

59，“读取”飞机的总重量。当开关装置处于位置(b)时，所有的传感器都与放大器输入端并联，这样指示装置 59 就记录了接地构件 48 上的平均负载。在位置(c)、(d)、(e)和(f)，第一、第二、第三和第四换能器 56 分别单独与放大器输入端连接，并且指示装置 59 将在每个位置指示每个地面接合构件 48 上的实际负载。如果指示装置是仪表型的，它可以配备一个手动复位的设定指针(就像普通家用气压计上的手动复位指针)。当开关处于位置(b)时，设定指针位于仪表的指示针上方。然后，当切换装置移动通过位置(c)、(d)、(e)和(f)，在每种情况下，可以注意到针从其原始位置的偏转。偏转或偏差提供了飞机载荷不平衡的指示，如果有的话。当开关装置被调整时所记录的偏差量可以与显示在表盘表面或其它地方的预定值进行比较，该预定值代表在不产生不稳定飞行特性的情况下可以容许的最大偏差。如果发现位置(c)、(d)、(e)和(f)的偏差过大，压载构件的位置根据需要移动，以尽可能减少上述偏差。如果平衡部件的移动不能有效地将所有的正负偏差减小到可接受的低值，飞行员知道他不能在不改变飞机载荷的情况下起飞。

重量测量和分布检查系统的前述实施例仅仅是落入本发明精神内的各种各样的横向实施例的说明。例如，在一个更复杂的系统中，整个切换和偏差检查功能可以由一台与发电厂互连的初级计算机自动执行，以防止在过载或危险的不平衡负载情况下使用输出功率。此外，地面接合构件不必是轮式的。

图 6-9 的压力和接触板换能器 56 仅仅是可以使用的多种换能器的示例。例如，在飞机具有地面接合构件的情况下，地面接合构件包括

5
液压减震器或油压支柱，每个地面接合构件上的重量通过该减震器或油压支柱传递到地面，电液传感装置可以安装在减震器上，与其中的流体储存器连通。例如，飞机可以由四个地面接合构件48支撑在地面上，每个地面接合构件48(图10)包括一个支腿61，该支腿61从邻近其内周的机翼下表面7以相互间隔的关系悬垂。支腿可滑动地安装在液压缸62中，并在其上端具有活塞63，与设置在液压缸62中的减震弹簧64接合。脚轮65连接到圆柱体的下端。每条腿上的重量将在保持在缸62中的液压流体中产生液压，并通过缸壁上的孔传递到压力传感器66。来自压力传感器66的电信号可以以与来自图9的传感器56相同的方式传输到机舱中的重量和平衡指示器仪器59，因此飞行员可以容易地确定脚轮上的重量是否存在危险的不均匀分布。

虽然涉及将数据电气传输到飞行员仪表板的系统非常方便，但电气手段不是必需的。例如，每个减震器的压力管路可以连接到飞行员的控制面板上，并连接到各自的仪表上，这样飞行员就可以直观地注意到仪表之间读数的差异。如果需要，仪表的刻度盘可以标有红色和绿色部分，以指示装载和平衡的安全和不安全条件。

从前面的描述中，显而易见的是，本发明提供了对飞行器的改进，使得飞行器使用起来更加安全和方便。本发明提供了一种圆形机翼飞机，其对称设计，具有简化的控制系统，能够垂直起飞和着陆，由于圆形机翼中可以获得非常高的结构部件标准化程度，所以制造成本相对较低，并且能够骑在靠近地面的气垫上，从而利用机翼的相关外围部分的“地面效应”。当机翼是防水结构时(这是优选的)，飞机可以从水面上下操作，因为机翼的大部分体积低于发动机壳体的顶部，从而确保当飞机漂浮时发动机不会完全浸没。这有助于向发动机供应燃烧空气，同时降低水摄入的危险。此外，本发明提供了一种在圆形机翼和许多不同类型的飞机中有用的飞机重量和平衡测量系统，该系统使得飞行员能够通过仪器来确定他的飞机的载荷和平衡。当这种重量和平衡系统与可移动压载构件一起设置在飞机中时，飞行员可以操纵压载构件，并且可能减轻飞机的不适当平衡，而无需搬运物体或重新装载飞机。尽管可以为任何类型的飞机提供可移动压载构件或者单独的重量和平衡确定系统，但是很明显，提供这两者会带来特殊的优点，因此提供这两者绝对是一种更好的布置。

声称的是：
1. 一种飞行器，包括：一种可漂浮的水密环形机翼，具有横向的上壁和下壁

禁止转载

6
向下弯曲并在其向下突出的周边彼此连接；垂直设置的导管，其设置在环形翼的中心；安装在所述导管内万向节上的马达装置、叶轮装置和控制表面装置，所述控制装置安装在所述叶轮装置附近，以控制所述导管中的空气绕其大致垂直的轴线旋转；以及安装在所述导管上方的所述机翼顶部并被用于空气进入所述导管的通道包围的舱室。
2. 根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，所述机舱是可弹射的，并设有自含式降落伞，该降落伞在所述机舱从所述飞机弹射出来时可操作。
3. 根据权利要求1所述的飞机，其特征在于，所述机翼壁具有由合成树脂或弹性材料制成的蒙皮，该蒙皮在所述机翼内由结构构件的骨架支撑。
4. 根据权利要求3所述的飞机，其中所述结构件是玻璃纤维增强塑料。

5. 根据权利要求1所述的飞机，其中所述飞机包括可移动压载构件。
6. 根据权利要求1所述的飞行器，其中所述飞行器设有多个地面接合构件和用于感测由所述飞行器施加在上述地面接合构件上的重量的感测装置。
7. 根据权利要求6所述的飞机，其中所述飞机包括可移动压载构件。
8. 根据权利要求7所述的飞机，其中所述传感装置与机舱中的重量指示装置连接，并且用于控制所述压载构件的移动的控制装置也设置在所述机舱中并与所述压载构件连接。
9. 根据权利要求6的飞机，其中所述传感装置与用于检测飞机总重量和用于确定所述负载是否平衡的装置相连。
10. 根据权利要求1所述的飞行器，其中所述叶轮装置还包括单个螺旋桨和用于抵消所述螺旋桨扭矩的装置。
11. 一种具有压载装置的飞机，包括：机身；行李舱，其安装在所述机身内，以围绕轴线以弧形路径旋转，所述轴线设置在所述飞机的重心附近，所述行李舱适于接收行李和由飞机运载的其他货物；安装在所述机身内的传动装置，用于使所述行李舱绕其轴线旋转，由此所述压载装置绕其轴线的旋转改变了飞机的有效重心。

引用参考文献

美国专利

- 30 1, 730, 941 10/1929 迈尔斯 114-124
2, 585, 480 2/1952 Mkhomne 244-93
2, 615, 330 10/1952 Blackmon 等人。 177-136 X 2,
35 807, 428 9/1957 Wibault 244-23
2, 935, 275 5/1960 格雷森 244-23
2, 953, 320 9/1960 Parry 244-12
2, 969, 032 1/1961 Pinnes 244—23 X
12/1960 Bolton 244-93
40 3, 193, 214 7/1965 Holhngsworth 244-12
3, 321, 035 5/1967

主考官 FERGUS S. MIDDLETON。助理审查员托 马
斯·巴克曼。

美国 Cl. X.R.

244-93; 114-124; 177-136

50

55

60

G5

70

1969年4月8日

F.A. NORMAN 3, 437, 290

垂直升力飞机

Filed April 24, 1967

Sheet 1 of 2

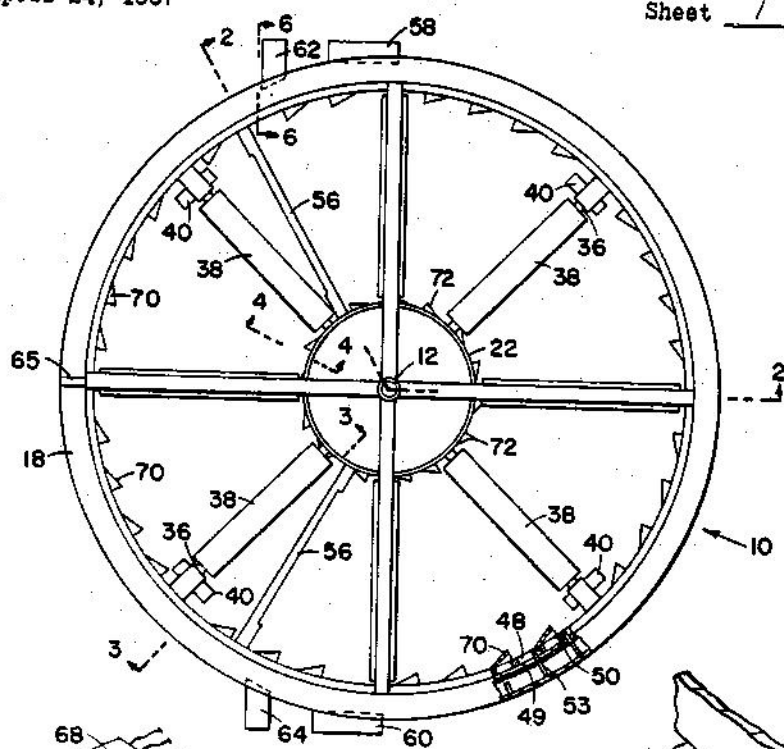


FIG. 1

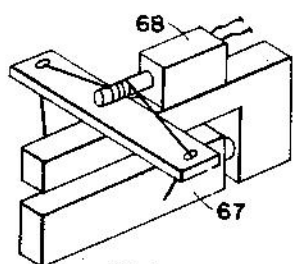


FIG. 8

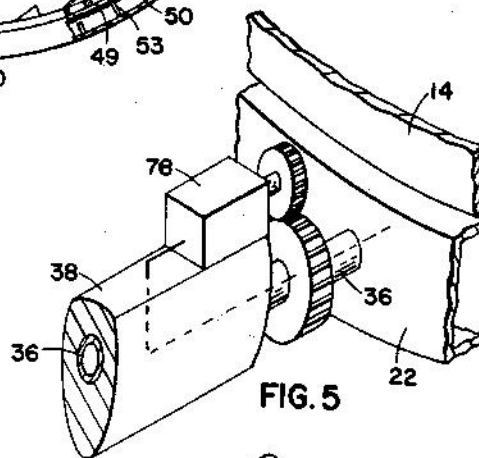


FIG. 5

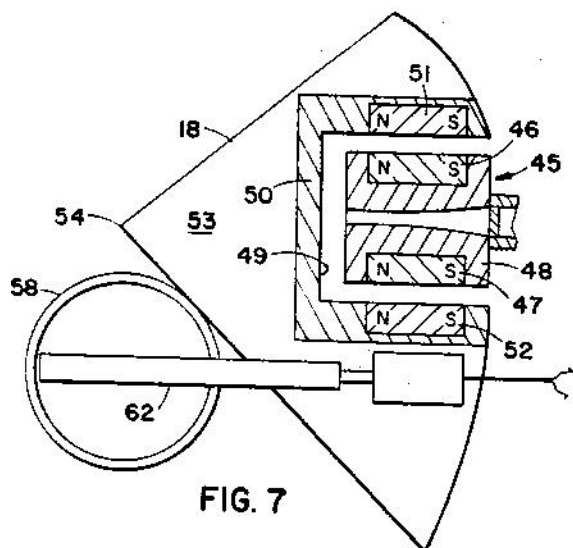


FIG. 7

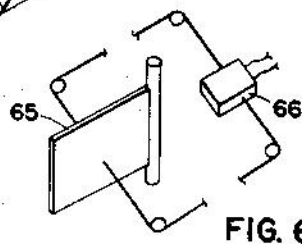


FIG. 6

Francis A. Norman,
INVENTOR.

BY

Charles A. Phillips
ATTORNEY.

QQ475725346

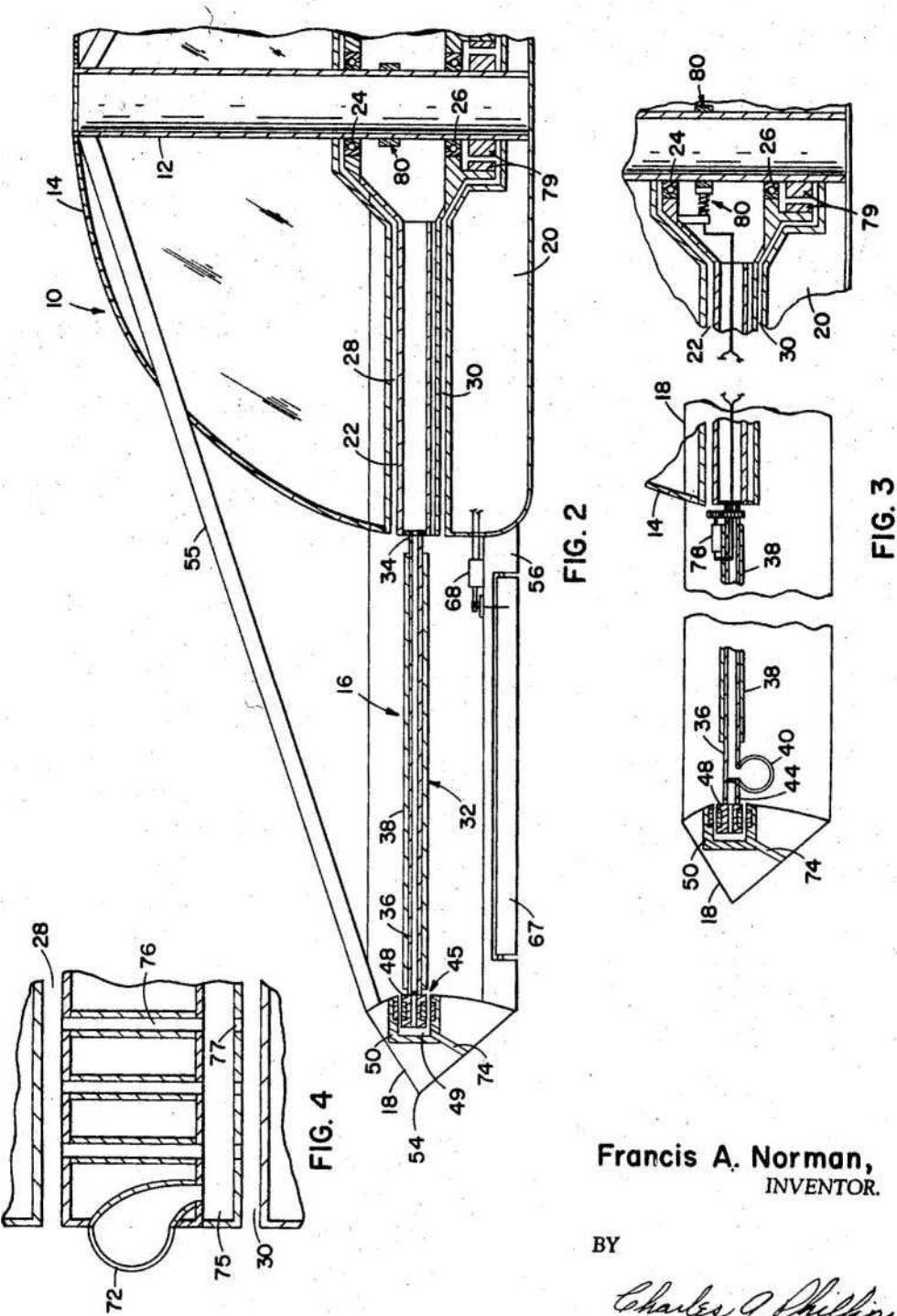
1989年4月8日

一' RET

1989年4月8日

“垂直提升”。飞机

1967年7月24日提交的 Aril, 第2页, 共2页



Francis A. Norman,
INVENTOR.

BY
Charles Q. Phillips
ATTORNEY.

一个或一组

3437290
垂直升降飞机
弗朗西斯·诺曼，佐治亚州哥伦布市俱乐部路 3003 号。31906
于 1967 年 4 月 24 日提交，爵士。第 633, 171 美国号
Int. Cl. B24c 29/04, 11/00
Cl. 244-239 索赔
采用管道风扇动力驱动反作用马达的垂直升降 A 舵飞机，马达位于

风扇叶片的周边和风扇叶片的周边由支撑和稳定环支撑，该支撑和稳定环由空气轴承和磁性轴承支撑，又由外部机身支撑，并且又由 a-cntra 支撑！客舱机身围绕其浮动的支撑件，风扇叶片因此被定位成在客舱机身和外部机身之间的管道中围绕客舱机身旋转。

本发明涉及一种垂直升降式飞机，尤其涉及采用一种新的和改进的涵道风扇升降式系统的这种飞机。

本发明的一个目的是在飞行器中提供一种新颖且高效的升力系统，该系统体现了导管风扇概念的已知优点，并且其中该系统基本上没有摩擦，然而该飞行器在制造和操作方面都是简单且不复杂的。

另一个目的是以一种新颖的方式利用反作用式发动机的高速效率特性，例如 Athoyd 或 ram-jet 或 turbo-jet，以将它们通常在高空气速度下的已知高效率转化为在能够悬停和高向前速度的飞机中使用的高效率升力。

另一个目的是提供一种具有高机动性和稳定性的飞机。

另一个目的是提供大容量和最小摩擦的环形中心和圆周轴承，以在相对于所述飞机的固定平面内引导和限制高负载升力风扇转子。

另一个目的是为垂直升力提供动力或能量，该动力或能量是在任何给定时刻仅由基本升力产生推进单元提供的动力或能量之外的。

另一个目的是在悬停时允许在任何水平和/或垂直方向上的精确机动，从而允许在受限区域的最小高度上的安全操作。

另一个目的是提供一种体现上述特征的简化的升降系统，该系统易于适用于各种尺寸和结构的飞机。

根据本发明，涵道风扇型垂直升降舵飞机构造具有中央机身和外环形机身，在这两个机身之间将是环形导管，风扇组件将在该环形导管中旋转。中央机身容纳乘客和控制室，外部机身由中央机身的支柱支撑。外部机身围绕风扇组件的风扇叶片并为其提供端部支撑的环或轮提供了坚固的轴承支撑。利用这种支撑，除了从风扇组件的旋转中心点围绕在乘客和控制室中心垂直延伸的垂直轴支撑风扇组件之外，还提供了允许叶片以非常高的速度旋转的装置，而没有它们被高速产生的高离心力甩出的危险。这反过来允许反作用马达的有效使用，包括

作为本发明的一个特征，冲压喷嘴位于叶片组件的外围附近。

作为用于叶片的环支撑件的另一个特征和优点，该环支撑件由于其旋转而提供回转稳定性和动能，该回转稳定性和动能可以被调用来增加可用于提升的功率，并且这在短暂需要额外功率的情况下尤其有价值，例如在初始动力源的功率暂时损失或减少的情况下。

作为本发明的又一个特征，禁止转载燃料箱被包括在旋转叶片组件中，并且燃料直接从位于垂直轴支撑件的轴线附近的禁止转载燃料箱通过安装有单独风扇的中空管状构件向外供给到反应马达。反作用马达因此借助于由风扇叶片组件的旋转产生的离心力通过传统的压力调节装置来供应。

作为本发明的又一特征，通过提供自抽吸空气轴承系统、磁轴承或两者的组合，为限制风扇的环的外围和外部机身之间的支撑提供了基本无摩擦的支撑。类似地，风扇组件相对于中央机舱的支撑由第二自泵送或自发电空气轴承系统提供或辅助。

当结合附图考虑时，根据以下描述，本发明的这些和其他目的、特征和优点将变得更加明显，其中：

图图 1 是本发明无控制系统实施例的平面图；

图图 2 是沿图 2-2 线的局部剖视图 1 为了说明的目的被绘制成不同的比例；。

图图 3 是沿图 3-3 线的局部剖视图 1；

图图 4 是沿图 4-4 线的局部剖视图 1；

图图 5 是用于控制叶片 38 的俯仰或姿态的叶片控制装置的一部分的透视图；

图图 6 是沿图 6-6 线的局部剖视图 1；

图图 7 是方向舵 65 的方向舵控制装置的示意图；和
图图 8 是图 1 所示垂直偏转器控制系统的一部分的透视图 2。

现在参考附图，圆形结构的飞机 10 的主要元件同心地设置在其中心垂直结构支撑或轴 12 周围。这些元件是：中央客舱、驾驶舱或机身 14、风扇组件 16 和环形机身 18。还提供了辅助舱 20，并且辅助舱 20 和客舱 14 刚性连接到支架 12 上。

燃料箱 22 是环形的，并通过轴承组件 24 和 26 由支撑轴 12 径向和垂直支撑。由罐 22 产生的垂直力另外由罐 22 的顶部支承面和舱室 14 的底部支承面之间的上部空气支承室 28 中的压缩空气层支撑，并且由罐 22 的底部支承面和舱室 20 的顶部支承面之间的下部空气支承室 30 支撑。箱 22 除了用于容纳燃料和提供垂直支撑之外，还为风扇组件 16 的每个叶片组件 32 提供内部安装和径向支撑。这是通过连接管状构件的内端 34 来实现的

3437290

1969 年 4 月 8 日获得专利

36 连接到罐 22 的外围。每个管状构件 36 可旋转地支撑风扇或提升叶片 38，根据其围绕管状构件 36 的旋转位置，风扇或提升叶片 38 在风扇组件 16 的给定旋转速度下提供不同程度的提升。反作用马达 40，即冲压式喷射器，安装在四个管状构件 36 中的每一个的外端附近，靠近管状构件的外端。如果仅使用一个马达或者使用马达的不平衡布置，将为风扇组件 16 提供适当的辅助重量平衡装置。支撑马达 40 的管状构件还为燃料流向每个马达提供装置，并提供通道，控制通信装置通过该通道连接马达 40 和驾驶舱。

管状构件 36 的外尖端 44 刚性固定到环 45 上。环或环形构件 45 包括上部环形永磁体 46 和下部环形永磁体 47，例如由可磁化金属或陶瓷薄片制成。磁体嵌入不导电的支撑构件 48 中，支撑构件 48 将环 45 附接到管状构件 36。例如，每个磁体的外部区域将是北极，每个磁体的内部区域将是南极。外部机身 18 容纳一个坐标磁性组件，该组件是一个 U 形结构或通道，并作为一个轮或环导向件 49，环 45 在其中旋转。外部机身 18 的环形导向件或通道 49 在不导电的支撑部分 50 中分别嵌入了永磁体 51 和 52，其中这些磁体形成了通道腿的一部分，并且磁体被磁化成与环形构件 45 的相邻磁体极性相同的极性。因此，相邻表面之间存在排斥力，该排斥力倾向于稳定并保持环构件 45 位于机身 18 的通道 49 的中心。通道 49 由围绕外部机身 18 的圆周间隔开的散装头 53 支撑，散装头 53 适当地通过。环形结构构件，并根据众所周知的空气框架构造实践进行覆盖，以产生通常重量轻的刚性空气框架。外部机身 18 的外部呈 40° 流线型，使圆周在边缘 54 处形成一条薄边。外部机身 18 由上部支柱支撑

55 并将支柱 56 降低到轴构件 12(通过未示出的方式)。飞行器的向前推进由涡轮 4 喷气发动机 58 和 60 提供，涡轮 4 喷气发动机 58 和 60 安装在飞行器外侧机身构件 18 上的每一侧。由合适的耐热材料制成的副翼 62 和 64 安装在机身 18 的推力圆锥内。涡轮喷气 58 和 60 在向前飞行时提供辅助的空中控制。涡轮喷气发动机 58 和 60 的燃料由安装在机身 18 上的燃料箱(未示出)提供。示意性示出的常规方向舵 65 通过伺服控制器 66 在高速下提供辅助方向控制，并且安装在机身 18 的后部。它连同涡轮喷气发动机的 58 和 60 以及副翼 62 和 64 通过控制通信来控制，控制通信通过上支柱 55 或下支柱 56 将这些单元与驾驶舱 14 中适当的手和脚控制器(未示出)连接起来。

从下支柱向下延伸并铰接到下支柱 56 垂直导风板 67 是可调节的，以在船上提供所需的反扭矩。垂直导风板 67 有三个，其中一个径向与飞机的正常航向一致，另一个径向相隔 120 度。在支柱 56 上枢转的偏转器 67 可通过控制装置 68 控制，如图所示，从驾驶舱 14 旋转飞行器以获得任何所需的航向。

用于飞行器空气轴承系统的压缩空气由位于环形构件 45 和燃料箱 22 的移动表面上的空气收集器 70 和 72 提供，空气收集器 70 向环形导向件 49 供应空气，在环形导向件 49 处空气影响。

响 t^{^^^t} ^beg_tryj^g :betwei^~ri RMG 45 和环形导向件 75

49，一部分压缩空气通过多个导管 74 被引导至机身 18 的外部，并沿与环 45 的旋转方向相反的方向排出，以向飞行器的非旋转部分提供额外的反扭矩力矩。空气收集器 72 压缩增压室 75 和导管 76 和 77 中的空气，并将空气排放到腔室 28 和 30 中，以用作燃料箱 22 和舱室 14 以及舱室 20 之间的大尺寸和大容量的连续补充垂直推力空气轴承。起落架是传统的三角形，未示出。

如上所述，轮子或环 45 在旋转时的一个目的是通过其回转作用赋予飞行器 10 稳定性。此外，它提供了从其储存的动能导出的临时功率增加，并因此提供了升力增加，从而使有可能获得大大超过在给定时刻仅由升力风扇马达 40 的总推力所能产生的临时垂直升力。

这种动力升力增加是非常理想的，因为它允许升力风扇推进装置以最小的推力保持飞行状态，同时提供起飞和安全操作以及在最小高度机动时暂时需要的垂直升力。

垂直升力的动力由反作用发动机 40 的高旋转约束推力提供，升力由可调节的翼型转子叶片 38 产生，根据已知的空气动力学原理构造，并且通过来自驾驶舱 14 的伺服控制 78 共同地或渐进地调节迎角。应当理解，翼型转子叶片 38 可以结合各种众所周知的装置或系统，其中包括襟翼、在翼型上向外排放的内部加压空气等，用于产生各种期望的升力特性。

垂直机动通常是飞机 10 保持水平姿态，通过改变升力风扇组件产生的升力来改变高度，副翼 62 和 64 以及方向舵 65 在高向前速度时提供辅助的垂直和横向控制。

当提升风扇转子处于旋转运动时，用于操作各种控制系统的电流，以及用于磁化磁体 46、47、51 和 52(如果它们是电磁型的)的电流，将由位于中心的产生。发电机 79，出于动力和控制的目的，在固定和旋转元件之间的电流分配通过传统的装置，例如滑环组件 80(示意性示出)，或者可以通过换向器、电刷等进行分配。用于初始启动的电流由下部隔室中的电池(未示出)提供，该电池由发电机 79 保持充电。在起动冲压喷气发动机 40 的过程中，发电机 79 被改变为电动机运行模式，风扇组件和发动机 40 被其旋转至电动运行速度。

随着燃料通过管状构件 36 供给到冲压式喷射器 40，发动机被启动。风扇叶片 38 由控制器 78 调节，以迫使空气向下通过偏转器 67，偏转器 67 最初定位成抵抗飞机整体的任何旋转趋势。当飞行器垂直上升时，通过调整偏转器 67 的位置使飞行器旋转，直到飞行器达到期望的航向，从而将飞行器的水平姿态设定在期望的航向。接下来，启动喷气发动机 58 和 60，并将飞行器加速到由喷气发动机 58 和 60 的功率设置确定的期望运行速度。随着速度的增加，方向舵 65 在方向控制中具有越来越大的作用，并且通常可以用于转向。副翼 62 和 64 也在。正常运行速度，并可通过向上或向下偏转废气来实现飞机的垂直控制。

本发明的上述描述仅仅是说明性的。的各种变化或修改

60

65

70

在不脱离本发明的真实精神和范围的情况下，本领域技术人员可以做出所示的本发明的实施例。

我声称：

1. 一种通常为圆形结构的垂直升降飞机，包括：
 - (A) 位于中央的上部机身，在底侧具有支承面；
 - (B) 位于中央的下部机身，在顶侧具有支承面；
 - (C) 环形外机身，通常设置在水平面上，并与所述中心定位的上机身和下机身间隔开，并包括轴承装置，用于在其内侧支撑来自旋转环的外部、向上和向下的力；
 - (D) 机身支撑装置，包括直接支撑所述上机身和下机身的中心定位的垂直支撑构件，并包括多个将所述支撑装置和所述外机身互连并为所述外机身提供支撑的支柱；
 - (E) 提升风扇组件，其被设置成绕所述垂直支撑构件在给定方向上旋转，并且在所述上机身和下机身之间的区域中可旋转地安装到所述垂直支撑构件，并且包括：
 - (1) 大致环形的燃料箱，其具有用于可旋转地连接到所述垂直支撑构件的内轴承装置和用于相对于所述上机身和下机身的所述轴承表面旋转的上轴承装置和下轴承装置，以及用于支撑所述燃料箱周边上的多个提升叶片组件的多个间隔开的外安装装置；
 - (2) 多个提升叶片组件，每个提升叶片组件包括叶片和支撑管状构件，所述叶片可旋转地安装在所述管状构件上，并且每个所述管状构件的内端安装到所述燃料箱组件的所述外部安装装置上；
 - (3) 连接到每个所述刀片控制装置，用于选择性地使每个所述刀片围绕所述管状构件定向；
 - (4) 至少一个反作用马达，所述反作用马达附接在所述管状构件的外端附近并附接到所述管状构件，并且所述反作用马达定位成向所述提升风扇组件提供大致水平的旋转力，以及
 - (5) 包括所述环的支撑和稳定环组件，其内边缘包括用于支撑每个管状构件的所述外端的装置，并且包括用于将所述环轴承装置支撑在所述外机身的所述轴承装置上的上部、下部和外部环轴承装置；
 - (F) 安装在所述机身上的横向推进装置，用于在水平面上提供所述飞行器的推进；和
 - (G) 姿态控制装置，包括连接到所述车辆的装置，用于改变相对于所述车辆的气流。
2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中所述用于改变所述姿态控制装置的气流的装置包括围绕多个所述支柱中的每一个可旋转地安装的翼型。
3. 根据权利要求 2 所述的垂直升降飞机，其中所述环形外机身的所述轴承装置包括用于提供磁场的第一装置和所述环组件的所述上部和下部轴承装置

包括用于提供磁场的第二装置，并且所述第一和第二最后命名的装置相对定位和定向成磁性地对抗所述环组件相对于所述外机身的垂直定位的变化。

4. 如权利要求 3 所述的垂直升降飞机，其中所述环形外机身的所述轴承装置包括空气轴承表面，并且其中所述支撑和稳定环组件的所述外轴承装置包括连接到所述环的内边缘的装置，用于夹带和压缩空气。包括用于在所述环和所述支承面之间引导压缩空气的装置。
5. 根据权利要求 4 所述的垂直升降飞机，其中：
 - (A) 所述环形外机身的所述轴承装置包括通道，所述支撑和稳定环的一部分在该通道中旋转，并且其中：
 - (1) 所述通道的上部包括磁性构件，该磁性构件具有第一极性的内极和相反极性的第二极，并且
 - (2) 所述通道的下部包括磁性构件，该磁性构件具有第一极性的内极和相反的第二极性的外极；
 - (B) 所述支撑和稳定环组件的所述上部轴承装置包括磁性构件，该磁性构件定位成具有与所述通道的所述上部部分的所述磁性构件的相同磁极相邻的相同磁极；和
 - (C) 所述支撑和稳定环的所述下部轴承装置包括磁性构件，该磁性构件定位成所述磁极的相同磁极与所述通道的所述下部的所述磁性构件的相同磁极相邻。
6. 如权利要求 5 所述的垂直升降式飞机，其特征在于，所述上机身和所述燃料箱之间以及所述下机身和所述燃料箱之间的支承面由压缩空气分开并支撑分开，所述燃料箱包括安装在其周边的装置，用于在所述表面之间的压力下夹带空气以产生所述压缩空气。
7. 如权利要求 6 所述的垂直升降式飞机，还包括多个通道，所述通道将所述支撑和稳定环组件的所述外轴承装置和所述外机身的所述轴承表面之间的区域通过所述外机身连接到所述机身的外表面上的一点，并且其中出口的方向沿着具有与所述升降式风扇组件的所述给定旋转方向相反的方向分量的方向线。
8. 根据权利要求 2 所述的垂直升降飞机，其中所述反作用马达是冲压喷气发动机。
9. 根据权利要求 2 所述的垂直升降飞机，其中所述反作用马达是涡轮喷气发动机。

引用参考文献

美国专利

2 807 428	9/1957	wib ault	。 244-23
2 . 980 .	4/1961	Yohh	244-23
3 . 123 .	3/1964	Slaughter	244—12
3 182 929	5/1965	Lei^lteerar	244-12

外国专利

230, 204 11/1963 奥地利。

米尔顿·布赫勒，主考官。JAMES E.

PITTENGER，助理审查员。

美国 Cl. X.R.

244-135

QQ475725346

禁止转载

3 469 802

9 页-第 1 页

QQ475725346
ONE OR ET

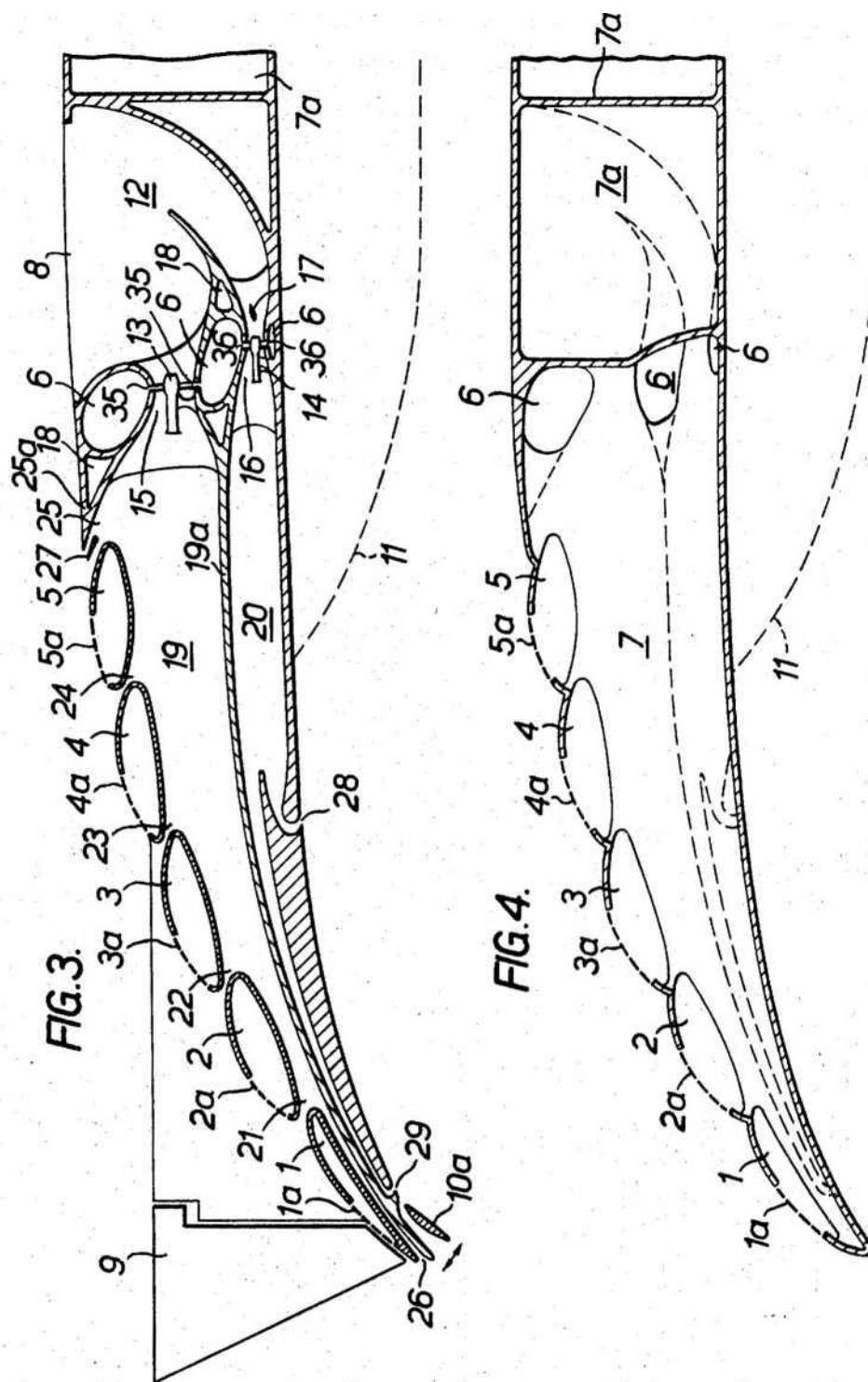


FIG. 5.

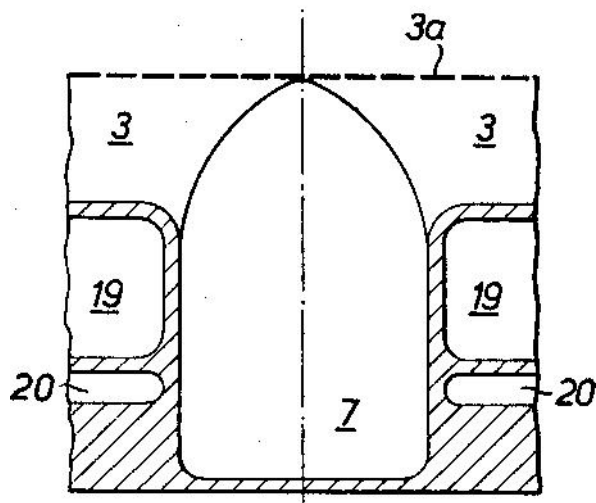
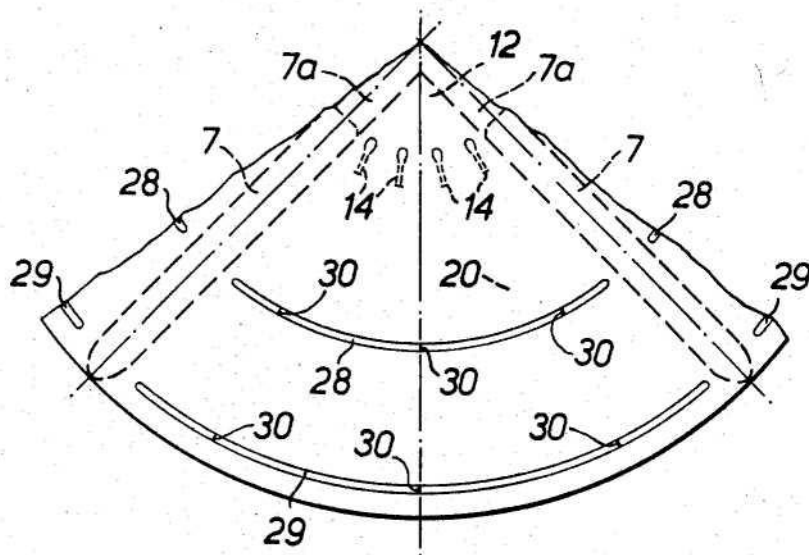


FIG. 6.



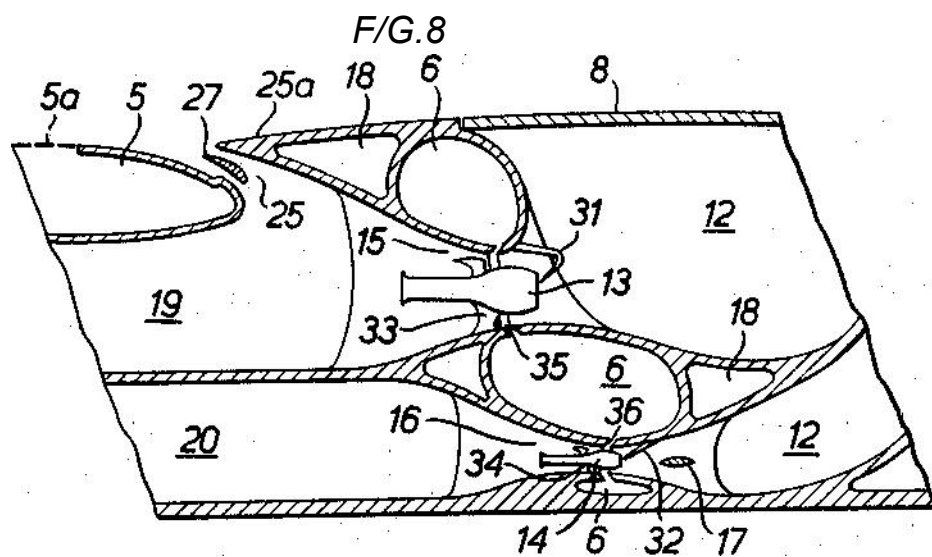
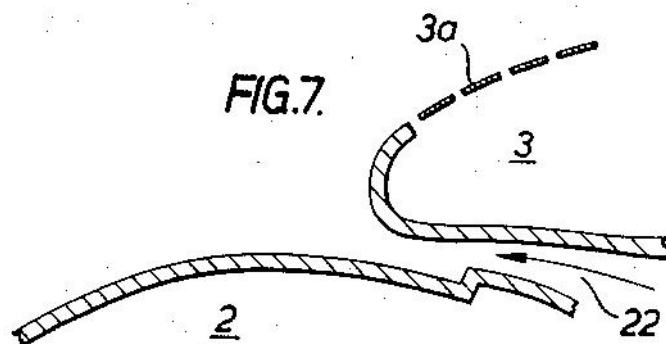
1969 年 9 月 30 日

J.3, 469, 802

运输

申请日期:1966 年 3 月 7 日

9 页-第 4 页



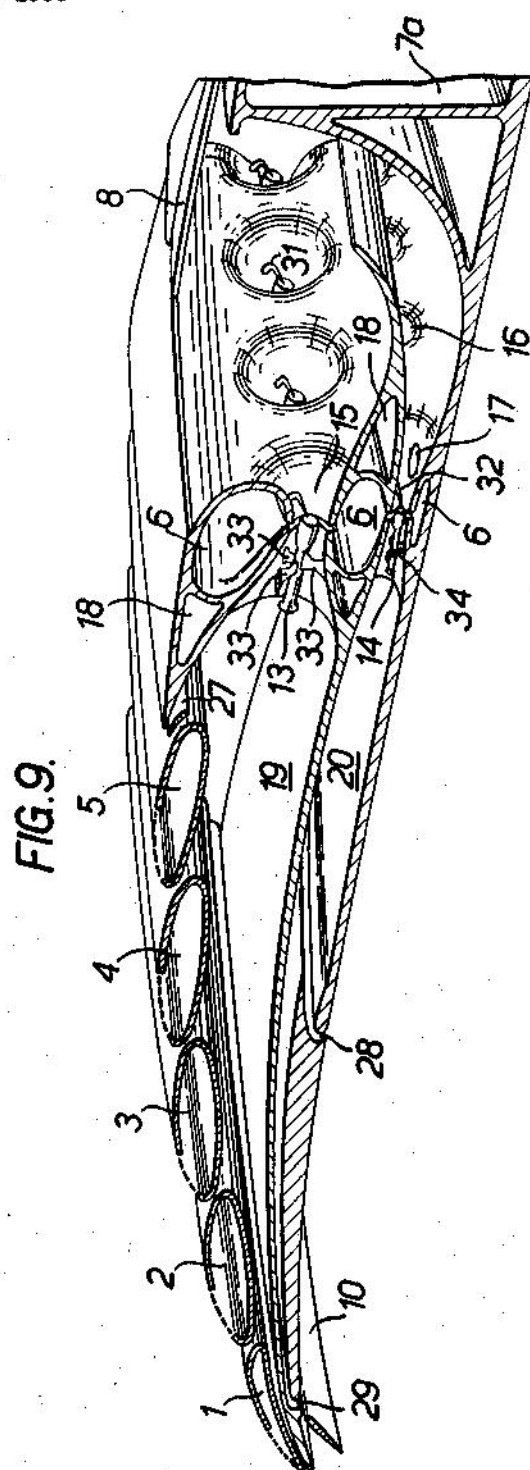
QQ475725346
“RET”

1969 年 9 月 30 日 J. R. ROBERTS 等人 3, 469, 802

运输

Filed March 7, 1966

9 页-第 5 页

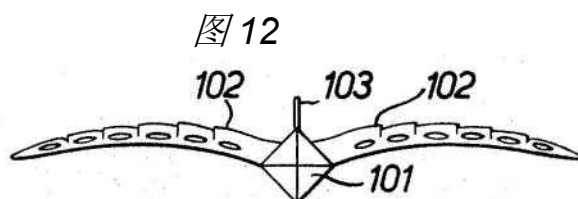
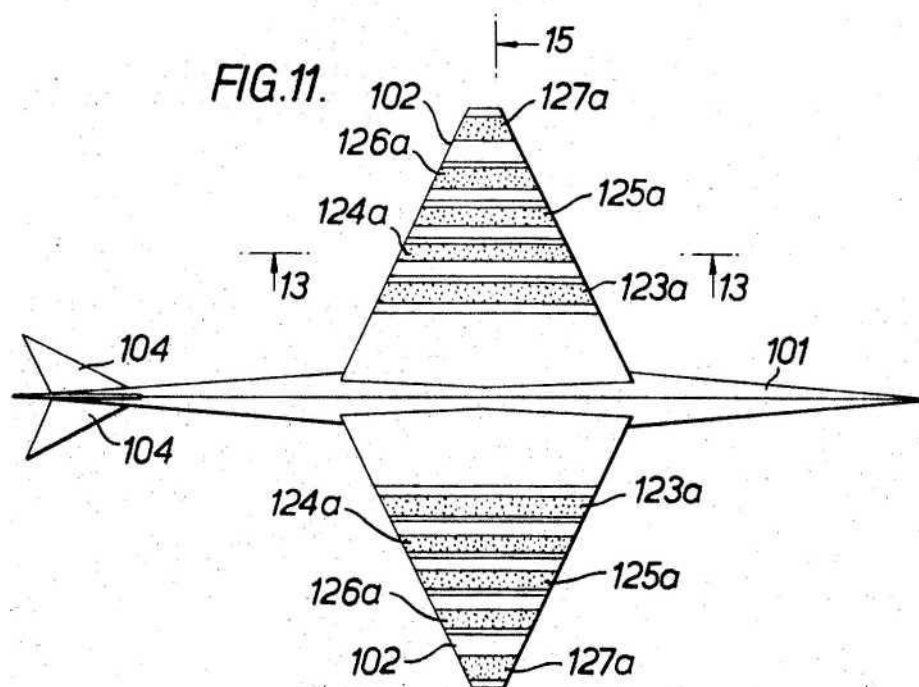
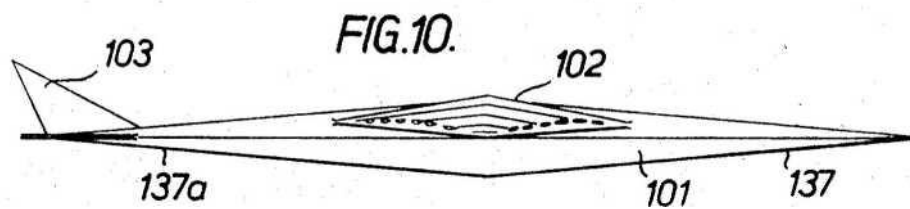


1969 年 9 月 30 日 J. R. ROBERTS 等人 3, 469, 802

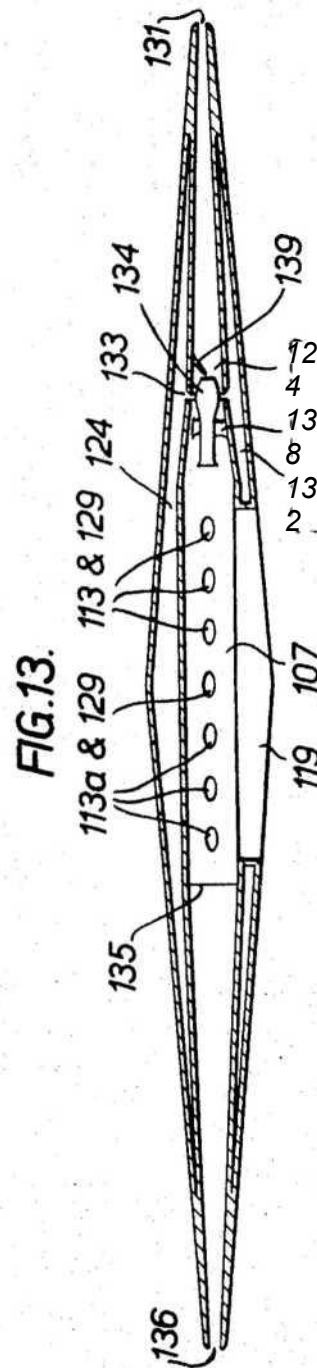
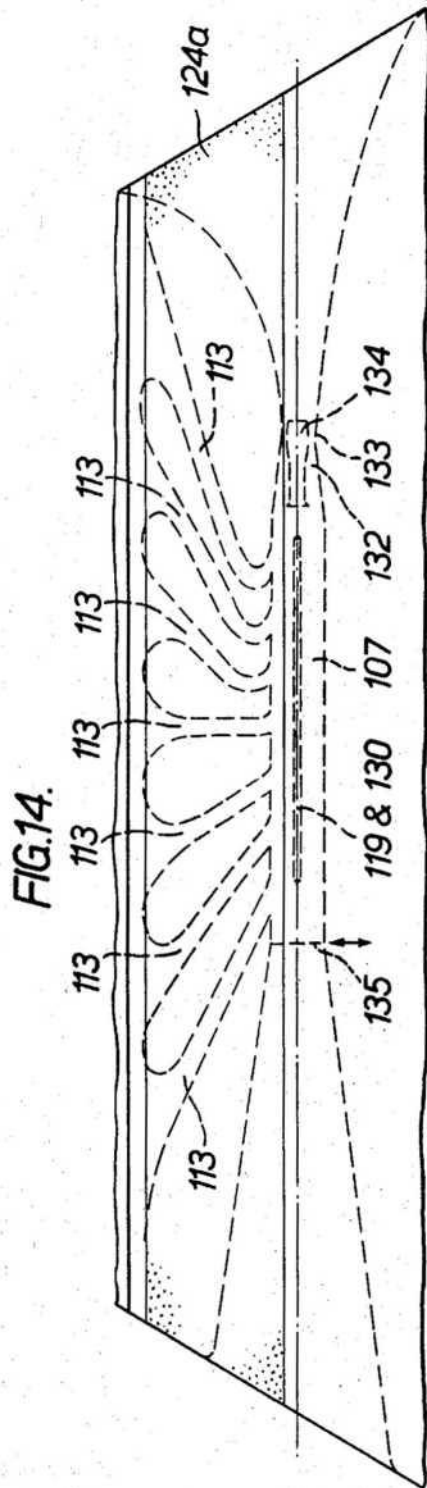
Filed March 7, 1966

运输

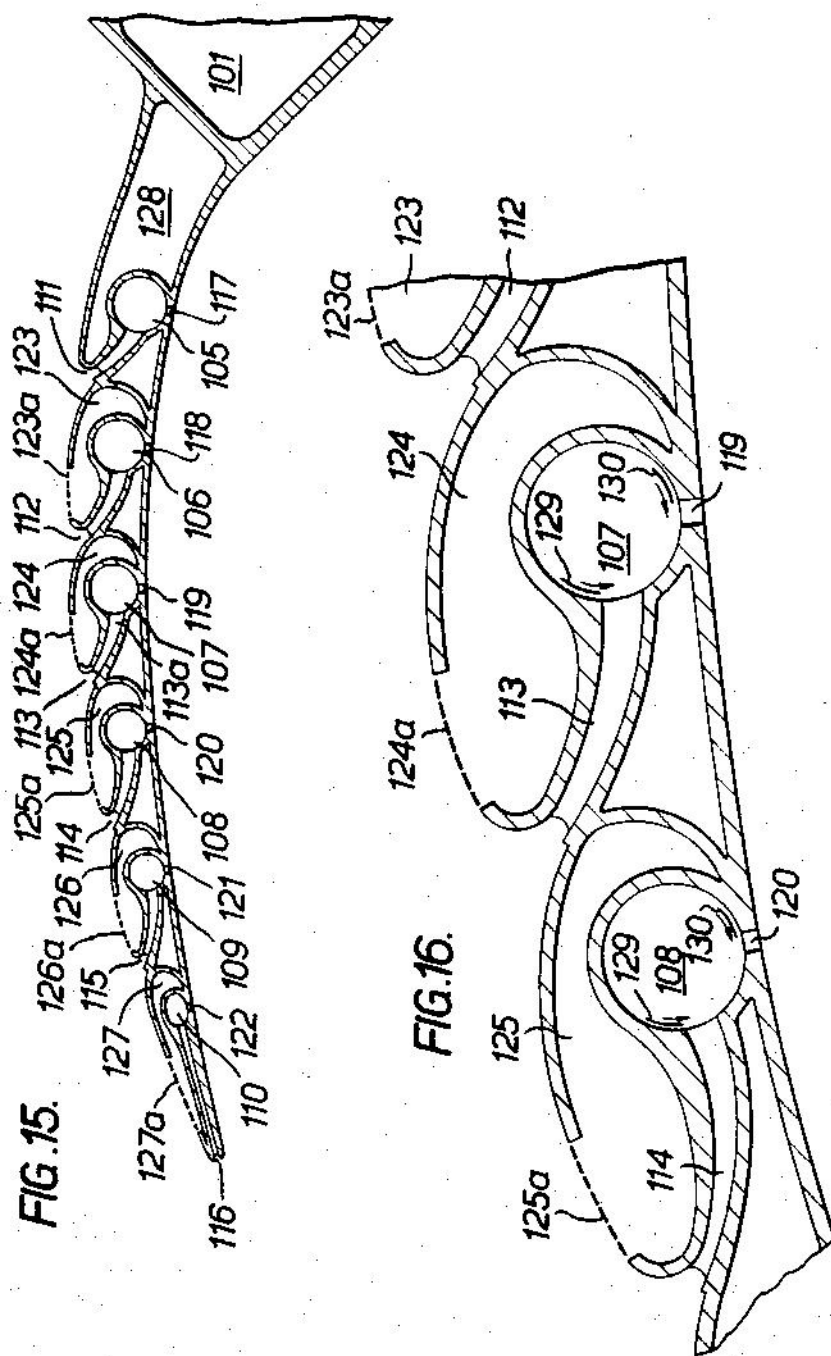
9 Sheets-Sheet 8



QQ475725346
ONE OR ET



提交■火炬 7, 1966 9 页-第 8 页



TRANSPORT,

申请日期:1966年3月7
日

9页-第9页

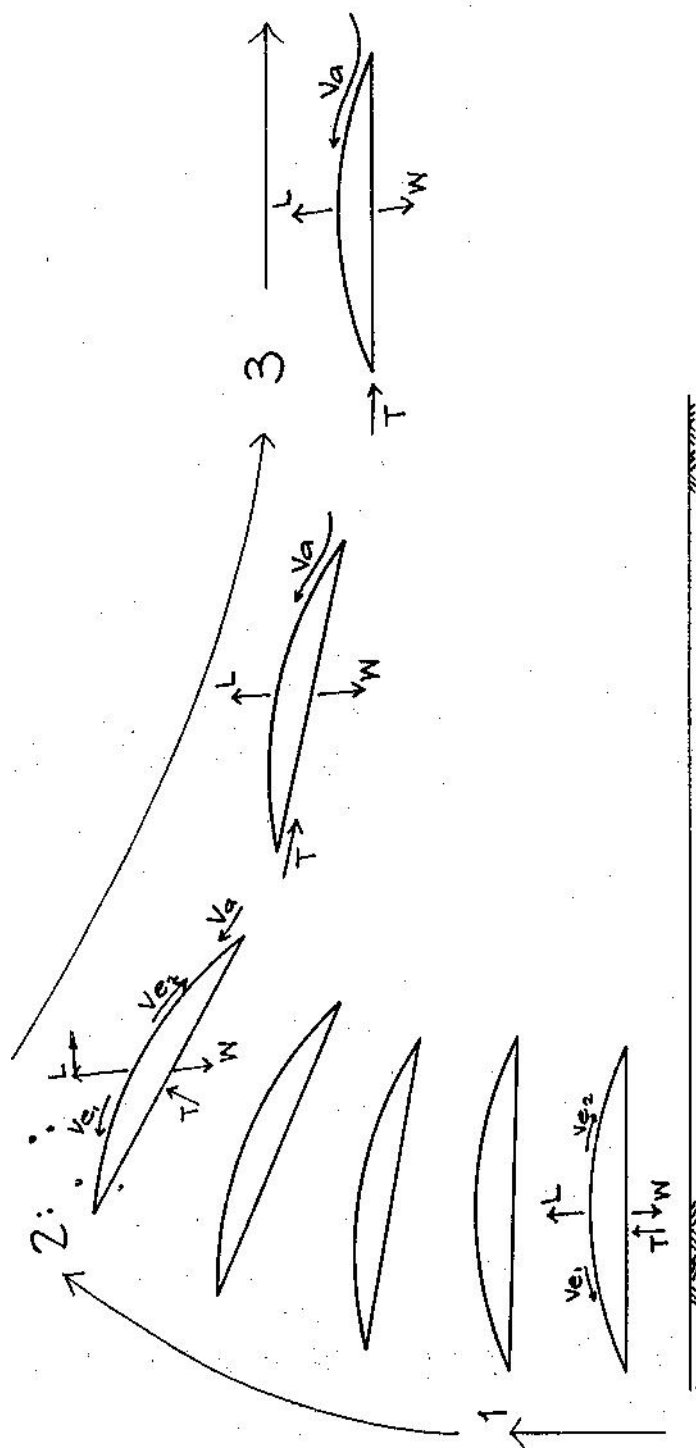


FIG.17

3, 469, 802 运输
1966 年 3 月 7 日提交的新西兰北岛北帕默斯顿弗格森街
634 号的约翰·罗伯特和新西兰北岛旺加努伊布拉塞路
21 号的迈克尔·亚历山大。第 534, 569 号
要求优先权, 申请新西兰, 1965 年 3 月 31 日,
141, 194
Int. Cl. B64c 15/00, B64c 29/04
美国 Cl. 244-12 10 索赔

披露摘要

一种飞行器, 在该飞行器中, 机身设有升力面, 并且
机身内的流动产生装置适于产生空气或气体流, 相对于
该空气或气体流, 可以实现机身的升力。此外, 提供了
用于在空气或气体流和提升表面之间产生减压的装置,
使得当这种流存在并且减压在流和提升表面之间起作用
时, 产生主体的垂直飞行。

本发明涉及运输。

目前, 大量的工作致力于垂直起落和垂直起落飞机,
通过使用向下的空气推力, 即使没有向前的运动在机翼
表面产生升力, 也有足够量的空气向下移动, 为飞机提
供直接升力。这种技术的缺点是需要巨大的动力, 喷流
的推力必然超过飞机的总重量, 给亚音速水平飞行带来
过大的推力。

因此, 本发明的一个目的是提供运输工具及其操作方
法, 其将消除或最小化前述缺点, 或者至少将为公众提
供有用的选择。

因此, 在一个方面, 本发明涉及一种将垂直升力传递
给飞行器的运输方法, 包括以下步骤:从具有升力面的飞
行器内部提供气体空气体, 该气体空气体被引导相对于
飞行器的升力面适当地移动, 从而提供该气体空气体和
所述升力面之间的压力降低, 从而导致飞行器被支撑。

在另一个方面, 本发明涉及一种提升具有提升表面的
物体的方法, 包括以下步骤:使空气流相对于所述提升表
面从物体内部通过, 使得在所述空气流的至少一些部分
和所述提升表面之间产生减压, 从而使物体相对于空气
流被提升, 这种提升使得空气流本身相对于地球表面被
提升, 从而在垂直方向上产生自由高度。

在又一方面, 本发明涉及一种飞行器, 其包括适于运
载人员和/或材料的主体、与所述主体相关联的提升表面,
所述主体内的流动产生装置, 其适于产生空气或气体主
体的流动, 相对于该流动, 主体的提升可以被实现, 以及
在所述空气或气体的流动和所述提升表面之间产生减压
的装置, 其方式使得当所述空气或气体的流动存在并且
所述减压在所述流动之间起作用时, 发生所述主体的垂
直飞行。

的。空气或。气体和所述提升表面。-, , 。 —
在另一种结构中, 翼型布置成近似矩形的表面, 其最
长

其纵轴平行于飞机机身布置, 但沿其纵轴设有翼型部分,
使得在垂直飞行中, 所述空气体横向于机身流动, 并因
此向前横向穿过所述翼型部分, 通过将一些空气流从横
向逐渐转向纵向和向后来布置运动, 使得飞机将垂直上
升, 然后当达到合适的高度和姿态时, 转换成向前运动。

在又一方面, 本发明涉及一种飞行器, 该飞行器包括
具有提升表面的主体和飞行器内的装置, 该装置使得空
气流相对于所述提升表面行进, 使得在所述空气流的部
分和所述提升表面之间产生减压, 由此导致所述主体在
垂直方向上的自由飞行, 而不需要向前飞行。

根据以下详细描述和附图, 本发明的其他重要目的和
优点对于本领域技术人员来说将变得更加显而易见, 其
中:

图 1 是根据本发明的一种飞机的侧视图,
图 2 是图 1 的平面图,
图 3 是沿图 2 的线 3-3 截取的半剖视图, 该视图是沿
箭头方向看的,

图 4 是沿图 2 的线 4-4 截取的半剖视图,
图 5 是沿图 2 的线 5-5 截取的局部剖视图, 该视图是
沿箭头方向看的,

图 6 是图 2 所示飞机的四分之一倒置平面图,

图 7 是图 3 的一部分的放大详细视图, 示出了环形翼
型部分的一部分和它们之间的主增压出口槽,

图 8 是图 3 的一部分的进一步放大的详细视图, 示出
了环形回流管、初级和次级发动机以及它们各自的文丘
里管,

图 9 是前几幅图中所示的飞机部分的透视图,

图 10 是本发明另一替代形式的侧视图,

图 11 是图 10 所示飞机的平面图

图 12 是图 10 和 11 所示飞机的前视图,

图 13 是沿着图 11 的线 13-13 截取的横截面视图, 该
视图从箭头方向看去,

图 14 是图 11 所示飞机左舷机翼的部分平面图,

图 15 是沿图 11 的线 15-15 截取的剖视图, 该视图是沿箭
头方向看的,

图 16 是图 15 的局部放大详细视图, 并且

图 17 是示意图。

在本发明的优选形式中, 飞行器设置有。从图 1-4 可
以看出, 主体具有提升表面。优选形式的飞机外形为圆
形, 因此围绕机身或机身的是多个环形升力面 1-5, 包
括一系列翼型部分, 第二部分的前缘与第一部分的后缘相
邻, 第三部分的前缘与第二部分的后缘相邻, 以此类推。
至少提供四到六个这样的环, 对于更大的飞机, 将提供
更多的环。形状

去

65

70

3 469 802

1969 年 9 月 30 日获得专利

翼型的截面将在后面提到。在一个环的后缘和下一个环的前缘之间提供小的,即宽度窄的空间通道 21-24。这些可以是连续的或不连续的,但考虑到结构要求,优选尽可能连续。

在其后缘前方的每个翼型部分在其 1a、2a、3a、4a 和 5a 处所示的表面的一部分上穿孔一小段距离,优选在略小于翼型部分暴露的上表面的一半的距离上穿孔。如图所示,每个环形提升表面的内部的至少一部分是中空的。除了其上表面上的穿孔部分之外,环状物在其他方面是气密的。如图 2 和 5 所示,环形空间的中空内部由径向导管 7 连接,其中环形空间 3 与导管 7 连通。导管 7 被设置为径向结构构件 7a,使得它们起到支撑翼型部分和形成将环形空间的内部与环形回流导管 6 连通的导管的双重作用。翼型部分的中空内部通过导管 7 连接到三组回流导管 6(图 3 和 4)。

如图 3 和 4 中特别示出的,翼型部分可以与例如后缘环面中公开的翼型部分的后缘下表面稍微重叠。重叠的表面提供了壁或孔 21-24,这些壁或孔 21-24 在相邻的翼型部分之间提供了主增压室出口槽,并且这些孔将提升表面的外部与由环的下表面限定的腔室 19 和将两个增压室和稍后将描述的另一个增压室 20 分开的另一个膜 19a 连接。导管 7 和结构构件 7a 将增压室 19 和 20 分成四个部分。参照图 5,清楚地示出了径向回流导管 7 的功能,其既将环形回流导管 6 连接到翼型部分的内部,例如翼型 3(图 5),又将主增压室 19 分成四个单独的增压室 20,增压室 20 分成四个单独的副增压室。此外,示出了翼型部分 3 的表面的穿孔部分。

从图 3 中可以看出,如图所示,每个随后的环空被设置成略低于前一个环空,从而在提升表面上存在下垂的上表面,这将在下文中讨论。

该室在主体内设有用于提供空气和/或气体流源的装置,并且该源优选包括多个脉冲喷射发动机 13,每个发动机布置在主文丘里管 15 中(图 3 和 9)。这种脉冲发动机 13 的精确数量和额定功率当然取决于飞机的尺寸,并且脉冲射流可以或可以不增加,例如通过冲压射流原理或其他方式。

然而,其它类型的动力源也将是有用的,例如单独的涡轮喷气发动机或驱动涡轮风扇的涡轮喷气发动机,这些发动机或风扇排放到腔室 19 中。

由于希望使相当大体积的空气流过提升表面,所以来自动力源(例如文丘里管 15 内的脉冲喷射发动机 13)的气流以这样的方式流动,使得燃烧气体引导空气流通过文丘里管(在文丘里管 15 的壁和发动机 13 的外表面之间),使得气体和空气的组合流与单独的脉冲喷射发动机的燃烧气体流相比显著增加。

来自脉冲喷气发动机的气流和通过喷气发动机的重力作用而被引导流过文丘里管的空气流被引导到腔室 19 中。Con-
^ahection 的意思是包括普里盖。文丘里孔 35

4

被设置在文丘里管 15 的喉部附近,并被引入上部 and 中心回流导管 6,以引起与这些导管 6 连接的系统(径向导管 7 和翼型部分 1-5 的中空内部)中的压力降低。这种压力的降低导致空气通过穿孔表面 1a、2a、3a、4a 和 5a 从环形空间的单个翼型部分的最外面部分的上表面附近被吸入,然后该空气被排入由文丘里作用引起的主空气流中。

来自发动机 13 的气流和穿过文丘里管 15 的空气在腔室 19 中形成压力。该压力导致气体通过主增压出口槽 21、22、23、15 和 24 流出,此外,在翼型部分 5 的前缘和成形构件 25a 之间提供另一个槽 25,该成形构件 25a 邻近燃料箱 18 形成机身的一部分,该燃料箱 18 符合翼型部分 5 的前缘的形状,从而提供该槽 25。

20 此外,如图 8 所示,设置把手页型槽 27 来帮助控制气流。穿过狭槽 25 的空气流是最初的空气流,其向外并向下穿过翼型部分 5、4、3、2 和 1,因为

25 阶,空气流由通过槽 24、23、22 和 21 的附加气流补充。邻近外翼面部分 1 的外边缘,有另一个狭槽 26,当空气向外和向下通过后缘时,该狭槽 26 用于使空气流平滑

30 翼型截面 1 的边缘。应当理解,由于空气和气体通过开口 1a 至 5a 的流入,翼型部分上的空气和气体的流动被改变,但是这将在下文中更详细地描述。

35 要注意的是,主文丘里管 15 和脉冲喷气发动机 13 设置在进气室 12 的壁上(图 3),进气室 12 设置有进气口 8,每个进气口 8 具有可控的挡板。

如上述,提供了第二增压室 20,并且该室以与室 19 基本相同的方式加压,即,通过提供安装在文丘里管 16 中的脉冲喷射发动机 14,文丘里管具有第二文丘里孔

45 连接文丘里管和环形回流管 6 的接头 36,如图所示。脉冲喷气发动机和文丘里管的进气口来自进气室 12,但在这种情况下,多个蝶形阀 17 控制脉冲喷气发动机的空气供应。阀 17 是

50 分成四组,四组中的每一组以 90° 的弧度运行,从而通过关闭四组中的一组,与该组相关联的增压室 20 的部分的压力与其余三个室 20 中的压力相比降低。全体会议

55 室 20 本身被如上所述的中空导管分成四个隔间,并且结构构件 7a 为此与增压室 20 相交。从增压室 20 的每个部分引出的是第二增压室出口槽 28,并且进一步

60 二次增压出口槽 29。如图 6 所示,这些槽基本上是环形的。这些槽是环的片段,并且形成如图 3 所示的横截面,以向下和向内引导空气和气体射流。这些喷气机的目的是

65 首先提供一定的升力,其次为了控制飞机的姿态而允许它们的控制。应当理解,如果通向增压室 20 的四分之一的蝶形阀关闭,那么从第二通道流出的射流

另外三个四分之一处的二次增压出口槽 28 和 29 现在将施加一个不平衡的力,该力趋向于在一个不是直接垂直的方向上驱动飞机。这将在后面描述飞机的飞行模式时提及。应该理解的是

飞机的升力来自于这样一个事实

一个 ORET

飞机下方的正常大气压力由于空气和气体通过狭槽 28 和 29 的流动而增大，并且由于压力减小，所以上表面上的正常大气压力增大，因此下表面上的压力必须产生向上的力。此外，从槽 28 和 29 向下流动的气体会产生动力反应。可手动控制的枢转偏转器 30 横向于狭槽 28 和 29 的长度设置，以使得飞机在其垂直轴上旋转的任何趋势都能够被控制。来自狭槽的空气和气体的流动可以以其他方式控制，例如，通过改变这些孔的尺寸，通过阻塞这些孔，或者通过改变空气和/或气体的流动方向，10 从而可以保持尺寸稳定性。

除了上述仅涉及垂直飞行条件下的飞机控制，即当飞行中很少或没有水平分量时，还提供了控制面来控制飞机向前飞行。这种控制面可包括用于方向稳定性的方向舵 9(图 2 和 3)、用于俯仰控制的升降舵 10a(图 2)和用于侧倾或横向稳定性的正常控制的升降舵 10。这些控制将应用于常规飞机的已知方式手动控制。

为了使飞机能够以传统飞机的自持方式在水平飞行中自持，翼型部分 1 至 5 形成为使得它们向外边缘下垂，20 并且布置整体轮廓，由此当从整体上观察飞机时，例如如图 3 或 4 中的部分，并且当飞机沿图 1 中所示的箭头方向移动时，翼型截面的轮廓结合在一起，这样就产生了一个整体升力面，当飞机以足够的速度水平穿过空气时，25 该升力面将产生升力。

如前所述，燃料箱 18 设置在机身中，并通过合适的连接件连接，例如向脉冲喷气发动机 13 供应燃料的管道 31 和向喷气发动机供应燃料的管道 32，使得后者将以已知的方式运行。如图所示，提供初级发动机安装件 33 和次级发动机安装件 34。

如图 3 和 4 所示，装载包或座位舱 11 相对于飞机设置在合适的位置，例如在其下表面下方。根据需要，装载包或座位舱可以是固定的或可拆卸的。

上述飞机的飞行如下：脉冲喷气发动机 13 和 14 被启动，结果气流通过发动机周围的文丘里管 15 和 16 吸入空气，空气和气体的混合物分别进入燃烧室 19 和 20。此外，穿过文丘里管的空气导致空气经由通道 35 和 36 从环形回流导管 6 中抽出，并因此从径向导管 7 中抽出，并因此从翼型部分 1-5 的中空内部抽出，这当然导致翼型部分的穿孔部分 1a-5a 上的压力降低。

进入腔室 19 的空气和气体导致空气和气体流过槽 25，槽 25 向外指向一些。向下延伸。翼型部分 5 的表面形状和板条 27。该空气然后经过翼型部分 5，其中一些空气通过穿孔部分 5a 被抽出，然后剩余的空气随着通过槽 24 的空气和气体的进一步供应而向上跳跃。翼型部分的形状和相对布置使得翼型部分与气流成一个入射角，从而通过减小相对于环空表面的压力而产生升力。据信，这种环形入射在“从长^槽到短轴”之间？yt6'M 和总长度

翼型部分表面上的气流具有比正常实践中遇到的多得多的入射角，并且具有允许用低速空气或气体获得高升力的优点。

从每个随后的喷射流中流出的空气与从较早的喷射流中流出的空气相遇，当然，除了来自狭缝 25 的第一个喷射流。因此，空气和气体的组合流存在偏转，据信这种偏转倾向于跟随翼型的表面，并且这种趋势通过从每个翼型部分的后部去除邻近该表面部分的空气而增加，空气通过穿孔部分 1a 至 5a 流入翼型的中空内部，空气通过径向导管 7 和环形回流导管 6、通道 25 和 26 返回到通过文丘里管 15 的气流中。因此，可以在提升表面上方获得压力的降低，部分是由于空气和气体在提升表面上向外移动的流动，部分是由于空气流通过穿孔部分 1a 至 5a 的引入，后者有助于层流。

空气流通常沿着翼型部分的表面流动，翼型部分的横截面被布置成波浪形，但是如上所述朝向向外边缘下垂。因此，一系列的小山出现在翼面部分的中心，一系列的空洞出现在相邻翼面部分之间的连接处，即新的空气和气体流或射流被允许进入的地方。由于二次引导空气通过随后的狭槽，并且由于翼型部分后部的减压，空气和气体流倾向于跟随该波状表面，但是与该波状表面分开一段短距离，在该短距离内减压起作用。

应当注意，二次引导的空气和气体不是由翼型部分穿过空气的向前运动产生的，而是由腔室 19 中的压力迫使空气和气体通过狭槽 21 至 25 向外流动产生的。

当然，第二增压室 20 也通过脉冲喷气发动机 14 的运行和通过文丘里管 16 的空气流来加压。加压空气和气体通过孔 28 排出

29。从图 3 中的槽的形状可以看出，来自这些孔的流动是向下的，但也是向内的。空气和气体从这些槽中流出的效果有三个方面的。首先，有一个动力效应，由于气流的反应，它会产生一些升力。其次，由于气流的向下和向内流动，飞机下方的压力增加，这增加了飞机下方的大气压力。第三，飞机的稳定性可以通过飞行员操作蝶形阀 17 来控制，蝶形阀 17 用于槽 28 和 29 被分成的四个部分中的每一个，或者可选地或另外地，飞行员可以控制枢转偏转器 30 来控制飞机的旋转。在控制飞机的过程中，例如观察图 2，如果飞机落在参考由径向导管 7 分开的四个象限中的任何一个的任何“侧”，那么飞行员将降低飞机高侧的室 20' 的压力。因为飞行员控制了四个舱，所以他控制了飞机的稳定性。

由于飞机上表面压力的降低和下表面压力的增加，由于动力和压力作用的向下喷射，飞机获得了升力。其特别的结果是，流过飞机上表面的空气体被提升，因为狭槽 21 至 25 本身被提升，从而当飞机上升时，狭槽 21 至 25 被提升。槽被提升，空气从槽中喷出，槽被提升。因此，这种空气体会向上运动，即使射流的气流相对于翼型表面向下。然而，整个

禁止转载

如上所述，飞机正在被提升。要注意的是，在垂直升力期间，不使用传统的飞机操纵面 9、10 和 10a。然而，现在要求飞机开始在水平方向上运动。为了使飞机向前运动，飞行员控制通向腔室 20 前象限的蝶形阀 17，以降低该腔室中的压力，结果，飞机的前部将下降。然而，其余三个象限中的槽 28 和 29 将施加推力，该推力将基本上如前所述沿着飞机的垂直轴线，尽管推力线可能稍微在垂直轴线的前方，但是无论如何，最终结果是推力具有指向前方的水平分量，因此倾向于开始使飞机向前移动。因此，升力分量向后移动，而重量分量向前移动，从而产生趋向于使飞机向前倾斜的力的向前分量。此外，由于前象限压力降低导致升力减小，飞机将倾向于向下和向前移动。这是由飞行员控制的一个阶段，在这个阶段，向前的空气速度增加。在适当的时候，飞行员或者操作通向腔室 19 的三个前象限的进气口上的百叶窗 8，并且停用这些象限的发动机，从而停止空气在三个前象限上的流动，并且只留下最后一个象限运行。飞行员同时关闭所有象限的下部喷口 28 和 29。上述情况从后象限施加推力，导致水平速度迅速增加，由于空气在升力面上的运动，足以维持向前飞行，升力面作为一个整体作为机翼工作。在这个阶段，传统的方向舵、升降舵和副翼控制系统开始工作，飞机现在以与传统飞机相同的方式飞行，垂直飞行系统不起作用，除了推力是从后象限通过在该象限的翼型表面排放气体获得的。

着陆时，采用以下程序：
机器进入爬升姿态，动力被施加到所有的发动机上，从而导致水平速度的损失，进而导致正常翼型升力的损失。然而，由于空气和气体在翼型表面上的流动，这被垂直升力所代替，然后整个升力由发动机提供，导致空气从飞机内部在翼型表面上流动。飞行员现在使用操纵狭槽 28 和 29 的控制器来控制飞机的姿态，当飞机处于水平位置时，飞行员随后降低向腔室 19 供应空气和气体的功率，使得飞机开始下沉或下降。当飞行员能够关闭发动机时，他就会与地面接触。当然，通过增加或减少供给腔室 19 的发动机的功率，可以控制下沉速率。在上述水平飞行中，动力是通过飞机后象限后部的空气和气体流动获得的。水平飞行也可以通过安装在飞机上的独立推力源来实现。

关于结构，应该指出的是，通常环之间的间隙应该向外边缘增加。

上述结构对亚音速飞行特别有价值。对于超音速旅行或飞行，某些变化当然是必要的，不是从获得垂直升力的观点来看，而是为了使飞机在向前飞行时也能获得超音速。因此，在图 10 至 16 中，图示了为实现这一目的而设计的飞机。

图 1 至 9 和图 10 至 14 的飞机在垂直升力方面的工作原理没有区别。在图 1 至图 9 的飞行器中，气流来自中心

向外越过环形圈。在图 10-14 所示的实施例中，为了提供垂直升力，每个机翼上都有从机身向外流向翼尖的气流。因此，参照图 10 和 11，示出了比上述圆形飞机外观更正统的飞机，其包括机身 101、机翼 102、方向舵 103 和尾翼 104。如在前面描述的飞机中，升力面被提供为翼型，空气和气体可以从飞机内部被引导通过该翼型用于垂直升力，并且该气流沿着机翼的长度，并且当飞机在正常水平飞行的向前方向上移动时，空气可以通过该翼型，并且该气流横向于机翼的长度，即在传统的气流中。在图 12 中可以看到，机翼 102 弯曲或下垂成与圆形飞机升力面的横截面相似的形状。参照图 15，示出了一系列翼型部分 123、124、125、126 和 127，其中一个翼型部分的后缘与下一个翼型部分的前缘相邻，相邻前缘和后缘之间具有狭槽 112、113、114 和 115。如同槽 26 的情况一样，槽 116 被设置成在垂直飞行期间平稳地将空气和气体排出。与每个槽 112-115 相关联的是增压室 102、107、108、109 和 110，并且附加的增压室 105 向槽 111 供应空气和气体。在图 13 和 14 中，可以看到增压室 107 设有安装在支架 38 上的脉冲喷射发动机 134，并且具有位于文丘里管 132 中的燃料管 139。文丘里管通过文丘里孔 133 与翼型 123 的中空内部连接，该中空内部通向翼型 124a 的穿孔部分(其中 123a、125a、126a 和 127a 是其余翼型中的对应部分)，其方式类似于圆形飞行器的文丘里管 15 通向翼型的穿孔部分，例如 4a。喷气发动机 134 和文丘里管 132 将空气和气体排放到增压室 107 中，在增压室 107 中，主提升增压出口阀 129 控制空气和气体从增压室 107 到槽 113 的流动，从而控制空气和气体到槽 113 的流动。另外，增压室 107 向由阀 130 控制的辅助提升增压室出口 119 供应空气(图 15 和 16)。次级提升增压出口 117、118、119、120、121 和 122 对应于前述次级提升出口 28 和 29。在图 14 中，提供了推力控制阀 135，并且在该推力控制阀之外有通向机翼后缘的出口 136。应当理解，如图 13 所示的机翼具有翼型截面，更具体地说，是三角形翼型，具有入口 131，用于允许空气进入脉冲喷气发动机 134，该脉冲喷气发动机 134 特别适用于超音速飞行。

为了提供前后配平，图 10 中示出了前后双喷嘴 137 和 137a，并且导管从增压室通向喷嘴，例如室 105 与喷嘴 137 和 137a 连通。这些喷流是可控的，以提供纵向稳定性，并提供在机身的下表面。燃料箱在 128 处示出。

超音速飞机的操作基本上类似于圆形飞机的操作。在开始飞行时，发动机 134 被启动，但是控制器以下列方式操作：

推力控制器 135 定位成防止空气和气体通过推力出口 136 向后流出，换句话说，阀关闭，使得腔室 107 等处于压力下。此外，如图 16 所示，增压主出口阀 129 打开。结果，来自腔室 107 和 110 的压力下的空气和气体可以通过狭槽 111 至 115。此外，增压辅助出口阀也打开，使得空气和气体可以通过辅助提升增压出口 119

3 469 802

和 112。现在空气和气体的流动基本上类似于圆形飞机中的空气和气体流动。因此，有一股空气和气体从槽 111 流出，沿着机翼的线向外流向机翼的翼尖。空气和气体的这种流动首先通过翼型 123，然后通过翼型 124 上的空气和气体的进一步流动而增强，并以此类推朝向翼尖。这对应于。与圆形飞机有关的气流。此外，从辅助提升压力通风系统出口 117 和 112 有向下的流动，这些出口可由阀 130 控制以提供稳定性控制。当然，为了飞机的纵向稳定性，piot 还将控制喷口 137 和 137a。由于空气沿机翼长度向外流向翼尖，将会产生垂直升力，如前所述。圆形飞机。

再说一遍当飞机。到达一个合适的高度，转到水平飞行是必要的。在这种情况下，通过控制喷口 137 和 137a，使飞机呈现机头朝下的姿态，然后阀门 135 部分打开，以提供一些前进。由此产生的推力。空气和气体从增压室 107 的出口流出，并通过推力出口 136 向后越过阀 135。阀门 130' 和 119 至 122 逐渐关闭，同时阀门逐渐打开。这样，由于空气沿机翼长度流动，水平速度增大，垂直升力减小，空气流被机翼上表面上横向于机翼长度的空气流代替，

i. e.在正常气流中。在出现向前运动之前，不使用飞机的普通常规控制，相反，在实现水平飞行后，不使用控制喷口 137 和 137a 来控制纵向稳定性。

显然，在圆形飞机和超音速飞机之间有一个类似的工作原理，尽管在细节上在动力的应用上有所不同。在超音速飞行期间，应当理解，空气进入飞机机翼中的连续孔 131。流过或绕过喷气发动机 134，并向后穿过燃烧室。105 至 110，并通过孔 136 从机翼后部伸出，以向飞机提供恒定的向前推力。

参见图 17，更具体地说，涉及起飞问题，即从静止位置到区域 1 的位置，该位置可被称为垂直起飞阶段，主发动机和副发动机被控制为具有均匀的功率，以提供如上所述的发动机静止和垂直速度。对于 1 和 2 之间的区域，即倾斜阶段，差动功率被施加到前象限和后象限次级。引擎。用于使飞机向前倾斜，从而由于现在具有与之相关的水平分量的推力矢量而将一些水平速度传递给飞机。防护阶段，也就是说，2-3 区，主发动机从前方和两侧象限停止，从而导致发动机升力损失，进而导致高度损失。这导致。由于推力增加了飞机的倾斜姿态而导致的向前飞行速度的增加。来自。后象限实现水平速度的快速增加，直到达到位置 3，此时升力面上的空气速度作为一个整体足够高，以反映由于升力面作为一个整体的正常翼型作用而产生的升力。

从位置或区域 3 向前，显示了水平飞行阶段，在位置 3 达到后，前推力作用在后象限的主发动机上，以提供足够的水平推力

保持这种飞行的水平速度由传统的或常规的升降舵、副翼和方向舵组件控制。

就着陆而言，程序是颠倒的，因此在阶段或区域 3-2 中。失速阶段)，飞机进入爬升位置，动力被施加到所有的发动机上，从而导致水平速度的损失，并因此导致正常翼型升力的损失。这种翼型升力被上述影响垂直升力的升力所取代。

现在转到阶段或区域 3-1(放下阶段)，在位置 2，由于向前的速度，正常的翼型升力为零，并且整个升力受到发动机的影响，产生前述的垂直升力。15.辅助发动机在前后象限以不同的功率运行，因此导致飞机呈现水平姿态，假设实际上还有任何水平速度，水平速度进一步损失。

20.至于阶段或区域 1，即着陆阶段，初级和次级都施加均匀的功率。辅助发动机，后者被控制以影响飞机的稳定性。降低功率以获得令人满意的下降速率，并且在着陆前，为了降低垂直下降速率，功率可能会有所增加。当然，这是在飞行员的控制下进行的，因此，发动机功率的精确程度将取决于所需或必要的下降速度。当然，理想情况下，接触地面时的 30° 下降率将为零或接近零。

我们声称的是:

1. 一种飞机，包括机身、在所述机身内提供气流源的装置、升力面

35，所述翼型部分设置成第二部分的前缘邻近第一部分的后缘，第三部分的前缘邻近第二部分的后缘，所述第一、第二和第三部分相对于翼型部分上方的气流，限定至少一个腔室的装置相对于所述翼型部分定位，出口装置，用于从所述气流源通过所述腔室在所述翼型部分上输送气流，所述出口装置的^5 定位和所述翼型部分的形状使得相对于所述提升表面的合成气流在所述提升表面上产生降低的压力，由此当气流被穿孔时发生垂直飞行，每个翼型部分的上表面的后缘部分中与翼型部分的中空内部连通的区域，用于产生减压气流的减压装置，以及将减压装置连接到翼型部分的中空内部的导管装置，从而连接到用于从后缘部分的上表面抽吸空气的穿孔区域。

2. 一种飞机，包括机身、所述机身上的提升表面、所述飞机上提供气流源的装置、从其输送气流的出口装置

所述源位于所述升力面上，所述升力面包括多个翼型部分，所述翼型部分设置成使第二部分的前缘邻近第一部分的后缘和第三部分的前缘，所述第一、第二和第三翼型部分相对于翼型部分上的气流定位，限定相对于所述翼型部分定位的至少一个腔室的装置，所述出口装置的定位和所述翼型部分的形状使得相对于所述升力面的合成气流在它们之间产生减小的压力，从而当气流流动时发生垂直飞行，每个翼型部分的上表面的尾部中的穿孔区域与翼型部分的中空内部连通，用于产生减小压力的气流的减压装置 75，以及

禁止转载



11 12

导管装置将减压装置连接到翼型部分的中空内部，从而连接到穿孔区域，用于从尾部的上表面抽吸空气。

3. 一种飞机，包括机身、所述机身上的提升表面、所述飞机上提供气流源的装置、将来自所述气流源的气流输送到所述提升表面上的出口装置，所述出口装置被定位成使得所述气流以这样的方式通过，即借助于提升表面的至少一些部分和气流之间的相对入射角，在气流和提升表面之间产生一定程度的压力降低，所述升力面包括多个翼型部分，所述翼型部分设置成第二部分的前缘邻近第一部分的后缘，第三部分的前缘邻近第二部分的后缘，所述第一、第二和第三部分相对于翼型部分上方的气流定位，限定相对于所述翼型部分定位的至少一个腔室的装置，在所述飞机上产生减压的装置，在所述机翼后缘附近的所述机翼部分的表面与所述产生减压的装置之间提供连通的导管装置，由此在操作过程中，邻近所述升力面边界的一些空气被连续去除，以引起压力降低，并且所述出口装置和所述导流装置的定位以及所述翼型的形状使得相对于所述提升表面的合成气流产生降低的压力，使得当气体流动时发生垂直飞行。

4. 一种飞机，包括机身、所述机身上的提升表面、所述飞机上提供气流源的装置、将来自所述气流源的气流输送到所述提升表面上的出口装置，所述出口装置被定位成使得所述气流以这样的方式通过，即借助于提升表面的至少一些部分和气流之间的相对入射角，在气流和提升表面之间产生一定程度的压力降低，所述升力面包括多个翼型部分，所述翼型部分设置成第二部分的前缘邻近第一部分的后缘，第三部分的前缘邻近第二部分的后缘，所述第一、第二和第三部分相对于翼型部分上方的气流定位，限定相对于所述翼型部分定位的至少一个腔室的装置，在所述飞机上产生减压的装置，在所述机翼后缘附近的所述机翼部分的表面与所述产生减压的装置之间提供连通的导管装置，由此在操作过程中，邻近所述升力面边界的一些空气被连续去除，以引起压力降低，并且所述出口装置的定位和所述翼型的形状使得相对于所述升力面的合成气流产生减小的压力，使得当气流流动时发生垂直飞行，并且所述导管装置也形成所述飞机框架的一部分。

5. 一种飞机，包括机身、在所述机身内提供气流源的装置、在所述机身上由多个翼型部分限定的升力面，所述翼型部分设置成第二部分的前缘邻近第一部分的后缘，第三部分的前缘邻近第二部分的后缘，所述第一、第二和第三部分相对于流过翼型部分的气流，装置限定

相对于所述翼型部分定位的至少一个腔室；出口装置，用于从所述气流源通过所述腔室在所述翼型部分上输送气流，所述出口装置的定位和所述翼型部分的形状使得相对于所述提升表面的合成气流在所述提升表面上产生降低的压力，由此当气流流动时发生垂直飞行，以及一系列并排布置的所述提升表面，其中纵向轴线平行于飞机的纵向轴线，并且每个提升表面的形状具有纵向和横向的翼型形状。

6. 如权利要求 1 所述的飞机，其特征在于，所述降低的压力是通过使空气流通过文丘里装置来实现的，从而使其一部分中的压力降低，并且使得从所述提升表面的表面附近吸入的空气与排出的气体混合以提供所述空气流。

7. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述飞行器具有中心部分，并且所述翼型部分形成为围绕所述飞行器的中心部分的环形，所述环形一个位于另一个之上。

8. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述飞行器具有中心部分，并且所述翼型部分形成为围绕所述飞行器的所述中心部分布置的环状物，所述环状物布置成一个在另一个之上，并且其中所述环状物的上表面作为组合被提供为翼型表面，由此当飞行器整体在水平飞行中运动时，平行于所述上表面的平面中的空气流引起升力。

9. 如权利要求 7 所述的飞机，其特征在于，提供了控制所述环空中部分气流的装置，其方式是通过控制气流产生推力来实现飞机的向前运动，所述推力是由空气仅在相对于所述飞机中心的一个方向上通过而产生的。

10. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述提供空气流源的装置包括推进装置，该推进装置选自没有附加冲压效应的脉冲喷射装置、具有附加冲压效应的脉冲喷射装置，单独驱动涡轮风扇和涡轮喷气发动机的涡轮喷气发动机以及相对于所述脉冲喷射装置的出口装置定位的文丘里装置，使得来自所述脉冲喷射装置的气流导致空气流流经所述文丘里装置，由此与单独由所述脉冲喷射装置移动的气体量相比，由所述脉冲喷射装置移动的气体量增加。

引用参考文献

美国专利

2 821 351	1/1958	Utgoff	244—42 X
2 925 231	2/1960	善法夫和阿	244-42
2 468 787	5/1949	夏普	244-12
2 547 266	4/1951	霍格林-	244-12
2 801 058	7/1957	四旬斋	244-12
3 237 888	3/1966	Wiilli	244-23
3 298 636	1/1967	阿诺特。	

主考官米尔顿·布赫勒，助理考官托马斯·巴

克曼

美国 Cl. X.R.

244-35, 41, 42, 45, 73

5

10

15

20

禁止转载

1970 年 3 月 31 日

J.N. MODESTI

3 503 573

圆盘飞行器

于 1967 年 2 月 24 日提交

4 页-第 1 页

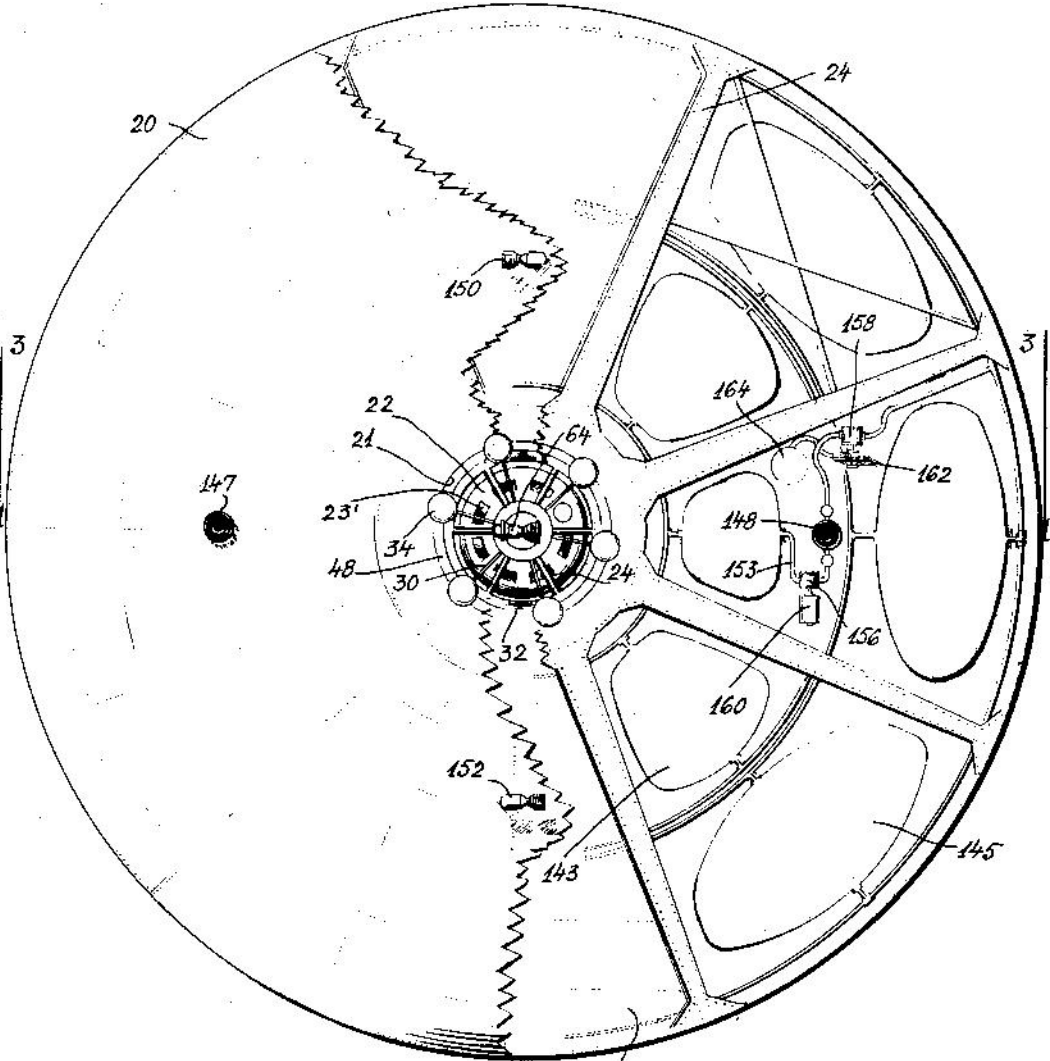
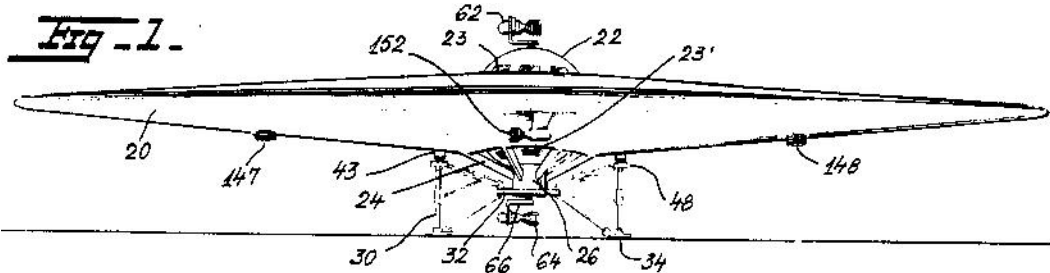


Fig. E.

货币供应量之二

INVENTOR.
James V. Modesti
经过
(c&nut
y

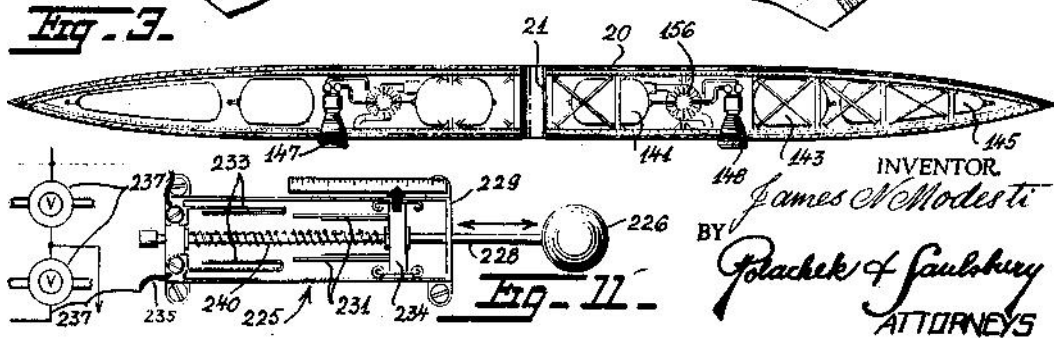
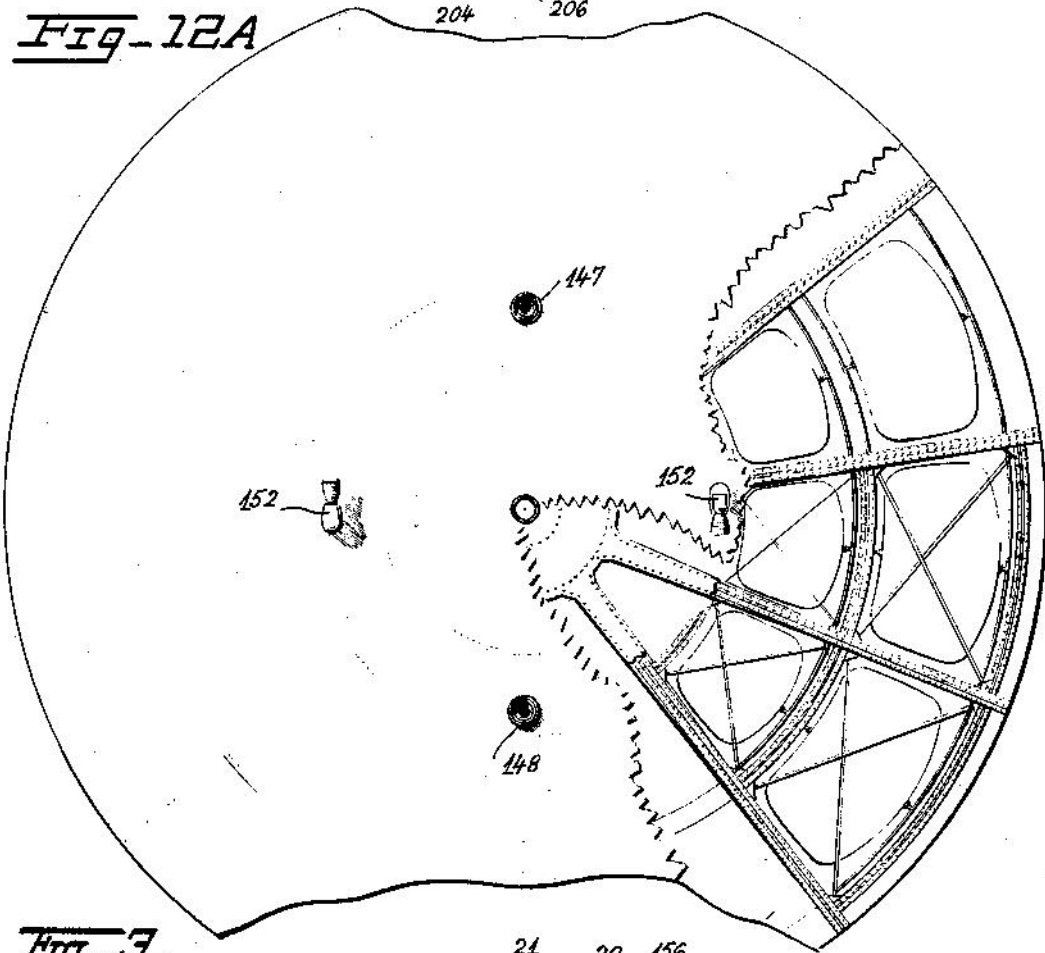
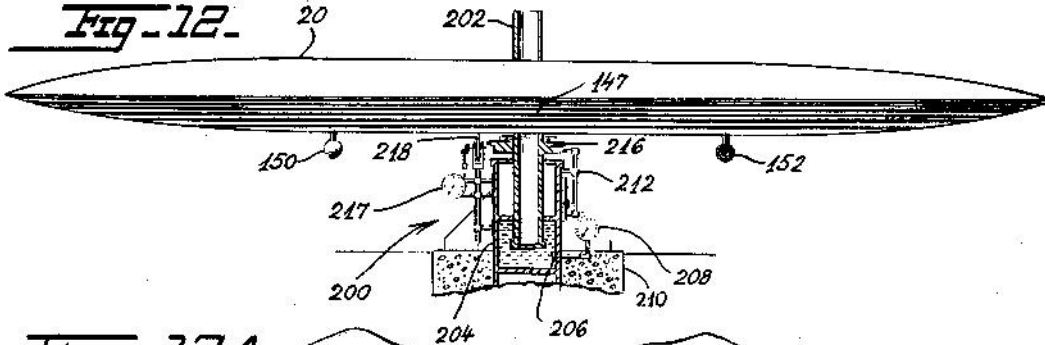
QQ475725346

禁止转载

j. n. modesti 3, 503, 573

圆盘飞行器

1967年2月24日提交4页-第2页



O' 475725346
ONE OR ET

1970年3月31日

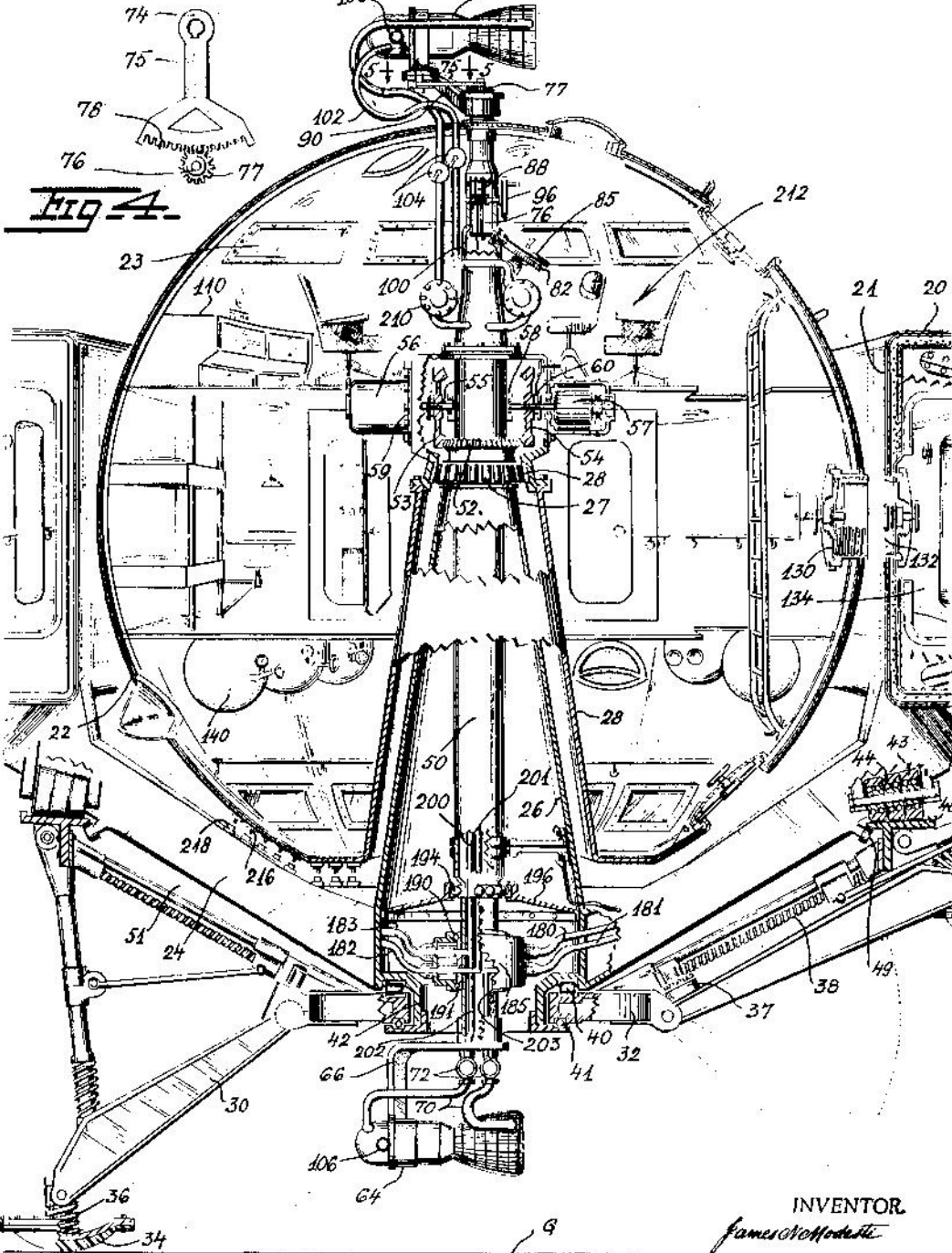
J.N. modesti 3, 503, 573

圆盘飞行器

于1967年2月24日提

4 表-表 3

Fig. 5.



QQ475725346
ONE O RET

3 503 573

4 页-第 4 页

The image contains several technical drawings of a mechanical device, likely a pump or engine component, with various parts labeled with numbers.

- Fig. 1:** A cross-sectional view of a vertical assembly. It shows a central shaft (189) passing through a housing (183). A piston or plunger (185) is located within the shaft. Other components include a valve (187), a seal (186), and a flange (188). The drawing is labeled with various numbers including 183, 187, 186, 188, 185, 189, 184, 182, 181, 180, 179, 178, 177, 176, 175, 174, 173, 172, 171, 170, 169, 168, 167, 166, 165, 164, 163, 162, 161, 160, 159, 158, 157, 156, 155, 154, 153, 152, 151, 150, 149, 148, 147, 146, 145, 144, 143, 142, 141, 140, 139, 138, 137, 136, 135, 134, 133, 132, 131, 130, 129, 128, 127, 126, 125, 124, 123, 122, 121, 120, 119, 118, 117, 116, 115, 114, 113, 112, 111, 110, 109, 108, 107, 106, 105, 104, 103, 102, 101, 100, 99, 98, 97, 96, 95, 94, 93, 92, 91, 90, 89, 88, 87, 86, 85, 84, 83, 82, 81, 80, 79, 78, 77, 76, 75, 74, 73, 72, 71, 70, 69, 68, 67, 66, 65, 64, 63, 62, 61, 60, 59, 58, 57, 56, 55, 54, 53, 52, 51, 50, 49, 48, 47, 46, 45, 44, 43, 42, 41, 40, 39, 38, 37, 36, 35, 34, 33, 32, 31, 30, 29, 28, 27, 26, 25, 24, 23, 22, 21, 20, 19, 18, 17, 16, 15, 14, 13, 12, 11, 10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1.
- Fig. 2:** A cross-sectional view of a horizontal assembly. It shows a central shaft (189) passing through a housing (183). A piston or plunger (185) is located within the shaft. Other components include a valve (187), a seal (186), and a flange (188). The drawing is labeled with various numbers including 183, 187, 186, 188, 185, 189, 184, 182, 181, 180, 179, 178, 177, 176, 175, 174, 173, 172, 171, 170, 169, 168, 167, 166, 165, 164, 163, 162, 161, 160, 159, 158, 157, 156, 155, 154, 153, 152, 151, 150, 149, 148, 147, 146, 145, 144, 143, 142, 141, 140, 139, 138, 137, 136, 135, 134, 133, 132, 131, 130, 129, 128, 127, 126, 125, 124, 123, 122, 121, 120, 119, 118, 117, 116, 115, 114, 113, 112, 111, 110, 109, 108, 107, 106, 105, 104, 103, 102, 101, 100, 99, 98, 97, 96, 95, 94, 93, 92, 91, 90, 89, 88, 87, 86, 85, 84, 83, 82, 81, 80, 79, 78, 77, 76, 75, 74, 73, 72, 71, 70, 69, 68, 67, 66, 65, 64, 63, 62, 61, 60, 59, 58, 57, 56, 55, 54, 53, 52, 51, 50, 49, 48, 47, 46, 45, 44, 43, 42, 41, 40, 39, 38, 37, 36, 35, 34, 33, 32, 31, 30, 29, 28, 27, 26, 25, 24, 23, 22, 21, 20, 19, 18, 17, 16, 15, 14, 13, 12, 11, 10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1.
- Fig. 3:** A cross-sectional view of a vertical assembly. It shows a central shaft (189) passing through a housing (183). A piston or plunger (185) is located within the shaft. Other components include a valve (187), a seal (186), and a flange (188). The drawing is labeled with various numbers including 183, 187, 186, 188, 185, 189, 184, 182, 181, 180, 179, 178, 177, 176, 175, 174, 173, 172, 171, 170, 169, 168, 167, 166, 165, 164, 163, 162, 161, 160, 159, 158, 157, 156, 155, 154, 153, 152, 151, 150, 149, 148, 147, 146, 145, 144, 143, 142, 141, 140, 139, 138, 137, 136, 135, 134, 133, 132, 131, 130, 129, 128, 127, 126, 125, 124, 123, 122, 121, 120, 119, 118, 117, 116, 115, 114, 113, 112, 111, 110, 109, 108, 107, 106, 105, 104, 103, 102, 101, 100, 99, 98, 97, 96, 95, 94, 93, 92, 91, 90, 89, 88, 87, 86, 85, 84, 83, 82, 81, 80, 79, 78, 77, 76, 75, 74, 73, 72, 71, 70, 69, 68, 67, 66, 65, 64, 63, 62, 61, 60, 59, 58, 57, 56, 55, 54, 53, 52, 51, 50, 49, 48, 47, 46, 45, 44, 43, 42, 41, 40, 39, 38, 37, 36, 35, 34, 33, 32, 31, 30, 29, 28, 27, 26, 25, 24, 23, 22, 21, 20, 19, 18, 17, 16, 15, 14, 13, 12, 11, 10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1.
- Fig. 4:** A cross-sectional view of a horizontal assembly. It shows a central shaft (189) passing through a housing (183). A piston or plunger (185) is located within the shaft. Other components include a valve (187), a seal (186), and a flange (188). The drawing is labeled with various numbers including 183, 187, 186, 188, 185, 189, 184, 182, 181, 180, 179, 178, 177, 176, 175, 174, 173, 172, 171, 170, 169, 168, 167, 166, 165, 164, 163, 162, 161, 160, 159, 158, 157, 156, 155, 154, 153, 152, 151, 150, 149, 148, 147, 146, 145, 144, 143, 142, 141, 140, 139, 138, 137, 136, 135, 134, 133, 132, 131, 130, 129, 128, 127, 126, 125, 124, 123, 122, 121, 120, 119, 118, 117, 116, 115, 114, 113, 112, 111, 110, 109, 108, 107, 106, 105, 104, 103, 102, 101, 100, 99, 98, 97, 96, 95, 94, 93, 92, 91, 90, 89, 88, 87, 86, 85, 84, 83, 82, 81, 80, 79, 78, 77, 76, 75, 74, 73, 72, 71, 70, 69, 68, 67, 66, 65, 64, 63, 62, 61, 60, 59, 58, 57, 56, 55, 54, 53, 52, 51, 50, 49, 48, 47, 46, 45, 44, 43, 42, 41, 40, 39, 38, 37, 36, 35, 34, 33, 32, 31, 30, 29, 28, 27, 26, 25, 24, 23, 22, 21, 20, 19, 18, 17, 16, 15, 14, 13, 12, 11, 10, 9, 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2, 1.
- Fig. 5:** A cross-sectional view of a vertical assembly. It shows a central shaft (189) passing through a housing (183). A piston or plunger (185) is located within the shaft. Other components include a valve (187), a seal (186), and a flange (188). The drawing is labeled with various numbers including 183, 187, 186, 188, 185, 189, 184, 182, 181, 180, 179, 178, 177, 176, 175, 174, 173, 172, 171, 170, 169, 168, 167, 166, 165, 164, 163, 162, 161, 160, 159, 158, 157, 156, 155, 154, 153, 152, 151, 150, 149, 148, 147, 146, 145, 144,

INVENTOR:

BY

BY *James C. Sullivan*
Polachek & Saulsbury
ATTORNEYS

QQ475725346
ONE OR ET

3, 503, 573 磁盘飞行器詹姆斯·n·莫德斯蒂, 纽约布鲁克林
(纽约 76 街西 230 号 10023)于 1967 年 2 月 24 日提交, Ser. 第 618, 523 号
Int. Cl. B64c 29/00, B64c 39/00
美国 CI. 244-12 11 索赔

披露摘要

本公开描述了一种飞行器或航天器, 其具有旋转圆盘形机翼和居中设置的球形隔室。一或小屋。人员被安置在船舱里, 控制着飞船的运行。该飞行器包括可伸缩起落架、手动可控火箭或喷气发动机、控制转向、旋转速度、轴向倾斜、着陆和起飞。有新颖的驾驶方式吗? 具有新颖的转速控制和稳定装置; 带有滚珠轴承安装的燃料输送箱, 用于将燃料从旋转盘输送到球舱; 具有用于在与圆盘旋转方向相反的方向上旋转舱室的新颖装置; 具有新颖的可伸缩

本发明涉及实验和载人飞行航天器, 并涉及对我的在先专利 3, 199, 809 中描述的飞行器的改进。根据本发明及其主要目的, 提供了一种飞行器或运载工具, 该飞行器或运载工具能够在其自身的推进下从地面 25 向上发射, 并在飞行中通过操作在任何方向上操纵。车内的控制器。

第二个目的是提供一种可以从自己的起落架上发射的飞行器, 该飞行器包括一个圆盘形机翼, 该机翼由水平安装的定向火箭发动机旋转, 并由圆盘的旋转力提升, 该旋转力由垂直设置的定向火箭发动机辅助。

第三个目的是提供一种飞行中的飞机或宇宙飞船, 其具有一个围绕一个通常为球形的舱或人员所在的舱旋转的圆盘。

第四个目的是提供一种如上所述的飞行器, 其中机舱在顶部和底部具有无障碍窗口, 通过该窗口可以进行观察。

第五个目的是提供一种如上所述的飞行器, 40 其中飞行器设有其自己的可伸缩的着陆和起飞装置。

第六个目的是提供一种如上所述的飞行器, 该飞行器具有一个可在机舱顶部旋转和回转的火箭或喷气发动机, 用于在飞行中操纵飞行器, 并且可与机舱下方的另一个固定的火箭发动机协同操作。

第七个目的是提供一种如上所述的飞行器, 其中燃料箱容纳在中空的圆形旋转圆盘中, 一些燃料箱比火箭发动机或喷气发动机更靠近机翼中心 50°, 并且与圆盘一起旋转, 使得燃料在圆盘和燃料箱旋转产生的离心力产生的压力下被迫进入火箭、发动机和/或喷气发动机。 55

第八个目的是提供一种如上所述的飞行器, 其中球形舱或舱具有位于中心的圆锥形套筒, 该套筒接收并可旋转地与固定在圆盘上的圆锥形柱接合, 同步电机用^r在与圆形机翼旋转方向相反的方向上旋转球形舱 00。

第九个目的是提供一种如上所述的飞行器, 该飞行器具有驱动发电机的涡轮发动机, 该发电机用于为圆盘和球体上的电动机提^供动力, 用于操作电磁阀, 用于给燃料泵供能, 以及用于为飞行器中的其他电器提供动力。

其他目的是提供一种如上所述的飞行器:

每个制导火箭发动机上的两个喷管^带有侧向 “pulsher”
I:pckctf/bii jacketi^stars ” :带 fi<c? yel 安装 7

■表示 a(球形 cab MSD & amp。假圆形圆盘;

起落架, 包括铰接的衬垫径向支腿, 带有轨道, 当支腿支撑在地面上时, 圆盘可以在该轨道上旋转; 具有通向舱室的气闸门和在圆盘中的记录门, 人员可以通过该记录门在球形舱室和圆盘之间通过, 该圆盘具有用于在圆盘和舱室中储存食物、液体、燃料、水和氧气的装置; 以及附图中所示和下面描述的其他新颖特征。

为了更好地理解本发明, 结合附图参考以下详细描述, 其中:

图 1 是正视图。飞行器的视图, 显示为停放在地面上, 可伸缩起落架处于支撑飞行器的伸展位置。

图 2 是飞行器的仰视图, 其中一部分被剖开以显示可旋转机翼的内部结构细节。

图 3 是沿图 3 的线 3-3 截取的飞行器的横截面视图 2, 仅显示机翼的结构细节, 机身或客舱被移除。

图 4 是球形机身的放大直径截面图, 带有可旋转机翼和起落架的相邻部分, 起落架和机身的部分以侧视图显示。

图 5 是沿图 5-5 线截取的局部剖视图图 4 显示了上部火箭制导发动机安装结构的部件。所有发动机都是火箭。

图 6 是推进剂、通道盒、底部火箭制导火箭发动机和相关零件的放大侧视图。

图 7 是整数。沿图 7-7 线截取的放大截面图 6, 显示了推进剂通道盒的滚珠轴承安装, 盒的部件被分离。

图 8 是沿图 8-8 线截取的局部垂直剖视图 7, 显示推进剂通道盒和相关零件的内部结构。

图 9 是沿图 9-9 线截取的局部正视图 6, 显示机身底部的火箭或喷气发动机的结构。

图 10 是机身顶部的火箭或喷气发动机的部分侧视图, 带有相关的操作齿轮系和手动控制装置。

图 11 是飞行器中使用的离心操作开关的平面图。

图 12 是圆形机翼本身的正视图, 未显示安装在测试台上的机身, 测试台包括测量重量、升力、高度和旋转速度的发射杆和相关仪表, 以及

图 12A 是图 1 的局部仰视平面图 12.'

首先参考图 1 和 2 参考图 1-4, 示出了具有圆盘形机翼或圆盘 20 的飞行器。该圆盘具有中心轴向通道 21, 其中有球形舱 22。该舱相对于该盘可旋转地轴颈支撑。球形舱的直径大于圆盘的最大轴向厚度或高度, 使得舱的上部和下部在圆盘的中心向外突出。圆盘设有多个径向延伸的星形臂 24, 星形臂 24 刚性地固定在圆盘的底部, 并带有轴向延伸的中空截头圆锥形轴或柱 26; 参见图 4。船舱顶部是免费的, 所以通过窗户 23 可以看到清晰的视野。其他窗口 23 在机舱的底部。

3

球形舱具有截头圆锥形套筒 28, 该套筒沿舱的轴向延伸, 并与支柱 56 同心。在其上端, 柱 26 具有周向延伸的滚柱轴承 27, 并接合在柱 26 上端附近的周向轴承座圈 28 中。通过这种布置, 机身和圆盘可以相对于彼此相互旋转。

多个可缩回的腿 30 在圆盘和舱的底部从支柱 26 径向延伸。腿的内端枢转地连接到圆形轨道或轨道 32 上。腿的外端带有装有减震弹簧 36 的圆形垫 34。当飞机自由飞行时, 支腿可以向上缩回。当腿如图 1 和 2 所示伸展 10 时 1、2 和图的左下方电机 37 驱动每条腿上的齿轮连杆 38, 以缩回和伸出腿。导轨 32 顶部有滚柱轴承 40, 底部有滚珠轴承 41。轴承与槽形轨道 42 接合, 使得当腿 30 静止在地面上时, 支柱 26 可以与圆盘一起旋转。在 15 滚珠轴承 44 上旋转的轮子 43 设置在圆盘下方星形臂 24 外端附近的圆周间隔点上。这些轮子骑在水平圆形轨道或平台 48 上, 该轨道或平台 48 由从臂 24 伸出的滚柱轴承 49 接合在下方。平台 48 通过杆 51 连接到轨道 32。当轮子 43 在平台 48 上滚动时, 承载球舱 22 的圆盘 20 20 可以旋转, 同时腿是静止的并且搁在地面上。

中空的固定轴 50 在锥形柱 26 的内部轴向延伸。柱 26 带有一个锥环形齿轮 52。该齿轮可由两个径向相对的轴向水平同步电机 56、57 的轴 55 上的锥齿轮传动装置 53 25 或 54 啮合。马达位于套筒延伸部 59 相对两侧的球形舱中心正上方。马达将沿与圆盘 20 旋转方向相反的方向旋转舱室。轴 55 的内端被轴颈支撑在由轴 50 承载的轴承座圈 58 中。齿轮 53、54 设置有离合器 60, 该离合器允许 30 齿轮从齿轮 52 脱离。当安装在机身上方和下方的制导火箭发动机 62 和 64 不运转时, 发动机 56 和 57 将用于转动机身。

电机 64 通过一个角臂 66 相对于机舱固定在轴 50 上; 参见图四六九。马达 64 轴向水平或垂直于轴 50 的轴向 35 垂直轴线。燃料通过管道 70 经由电磁控制阀 72 供应给马达。

马达 62 在图 1 和 2 中最佳示出图 1、4 和 10 是轴向水平的, 并且安装在轴向垂直的轴 74 上。马达可以通过弯 40 曲臂 75 在短轴 74 上旋转, 弯曲臂 75 从轴 76 径向向外延伸; 参见图 5。轴 76 是轴向垂直的, 并且在其上端带有一个齿轮 77, 该齿轮 77 与形成在臂 75 内端的扇形齿轮 78 啮合。轴 76 的下端带有与轴向倾斜轴 84 上的锥齿轮 82 啮合的锥齿轮 80。齿轮 82 通常通过轴 84 上的螺旋弹 45 簧 86 与齿轮 80 脱离, 当飞机驾驶员抓住手轮 85 上的手柄 87 并向下按压手轮时, 齿轮 82 与齿轮 80 啮合。

轴 76 在套筒 88 内旋转。该轴向垂直的套筒带有径向 50 曲柄臂 90, 该曲柄臂支撑马达 62 和轴颈轴 74。套筒 88 固定在轴 95 上的蜗杆 94 啮合的齿轮 92 上。手轮 96 接合在轴 95 上。手轮 96 可以转动以使臂 90 旋转 360°, 从而将火箭发动机 62 指向垂直于球舱和圆盘的垂直轴线的平面内的任何方向。手轮 96 用于将电机 62 与电机 64 轴向平行对 55 准, 以实现所有水平飞行和其他必要的操纵。例如通过转动手轮 96, 电机 62 将被正确地

相对于马达 64 定向以移动飞行器着陆。此外, 如果飞行器在飞行中倾斜, 它将被设置成将圆盘 20 转动到其径向平面水平的位置。应当理解, 在放下可伸缩腿 30 和垫之前, 当着陆时, 飞行器必须是水平的。这是通过将顶部火箭发动机 62 指向高倾斜点的方向, 而底部火箭发动机 64 指向相反的方向来实现的。这将使飞行器处于水平位置。通过继续这种机动, 就有可能在飞机飞行时完全掉 头。通常, 电机 64 的推力与电机 62 的配合将稳定机舱 22, 并通过抵消旋转盘 20 产生的扭矩来防止机舱转动。

手轮 85 比手轮 96 更常用。飞行员 to^使用手轮 85 来保持飞行器在航线上。

稍微转动手轮, 机舱的任何姿态偏差都可以得到修正。 5 马达 62 的推力与马达 64 指向的轴向方向的左侧或右侧成一定角度, 这将抵消飞行器偏离航线的任何漂移。通常, 在使用手轮 85 后, 它被留在火箭发动机 62 与曲柄臂 90 轴向平行的位置。轴 76 将由离合器 99 保持在设定的位置。离合器 99 由小手柄(未示出)操作。套筒 88 和 轴 76 都被可旋转地支撑在壳体 100 的内部, 壳体 100 是套筒 28 的轴向延伸部分。壳体 100 与空心轴 50 一起 构成机身轴向的中心轴, 并通过其上端和下端部分向外 延伸。导管 102 通过手动阀 104 将燃料输送到马达 62。

如图 1 和 2 所示的下部火箭发动机 64 图 6 和图 9 中的 喷嘴 106 设有一对由电磁阀 108 控制的径向相对的喷嘴 106。这些电磁控制阀以及上面提到的其它电磁阀都是 15 由座舱中控制台 110 上的按钮(未示出)驱动的。喷嘴 106 可用于在飞行器的垂直轴上转动整个机身。它们可以独立于火箭发动机 62 和 64 操作, 火箭发动机 62 和 64 具有它们自己的电磁控制阀 72 和 104。类似的喷嘴 106' 设置在马达 62 上。

为了给马达 56、57、电磁阀、电灯和机身中的其他 电器通电, 电力由圆盘中的涡轮驱动发电机(未示出)产生。 20 电力通过电缆 120 输送到机身内部, 电缆 120 穿过一个臂 24 并终止于电刷 122, 电刷 122 擦拭轴或主轴 50 上的两个导电环 124。环 124 与轴绝缘。电源线 125 连接到环 124 的顶部, 并用作机舱内的电源。

球或舱设置有气闸门 130, 当圆盘相对于球或舱静止 时, 气闸门 130 与圆盘 20 内部的门 132 对齐。门 132 通 25 向围绕中央通道 21 内壁的圆形走廊 134; 参见图 4。通常充足的空气、氧气、水等供应。包含在球舱内部的容器或罐 140 中。额外的供给包含在中空圆盘的隔间 142 中, 当圆盘相对于机身静止时, 飞行器的人员可以进入该隔 30 间。

该盘包含液体燃料箱 141、143 和气体推进燃料箱 145。 35 它们为机身上的火箭发动机 62、64 和圆盘上的其它火箭发动机 147、148、150、152 提供燃料; 参见图 2, 3。油箱 141 和 143 比马达 147、148、150、152 更靠近机翼中心, 马达 147、148、150、152 通过管道 153 和燃油泵 156、158 与油箱相连。马达 147、148 是轴向垂直的, 并且位于机翼底部和尖端的直径相对的位置 40

一个或一个以上

60

65

70

75

5

向下。当它们运行时，它们用来轴向提升整个飞行器。当盘旋转时，液体燃料可以在离心力的作用下传递到马达147、148、150、152，以释放燃料泵。

两个轴向水平的火箭发动机150、152安装在圆盘底部直径相对的位置，用于旋转机翼。马达147、148比马达150、152更大更有力，因为它们提升飞行器时必须提供更大的输出推力。液体燃料泵156由电动机160驱动。加压气体推进剂箱145具有由涡轮162驱动的燃料泵158。涡轮机是由蒸汽发生器164驱动的蒸汽。

燃料被输送到机舱中的火箭发动机62和64的方式在图1和图2中最佳示出四，七，八。加压气体和液体燃料通过管道ISO-183进入圆柱形燃料输送箱185。管道延伸穿过支腿24，并在图中清楚示出的周向间隔点处进入箱体7。箱体185由两个半圆柱形部分组成，这两个半圆柱形部分由螺母和螺栓186、187连接。盒子随着支柱26和翼20旋转。盒子绕轴50上的套筒189旋转。箱体上方和下方的滚珠轴承190、191有助于箱体的旋转。轴50和连接到柱26底部的十字板196之间的其他滚珠轴承194有助于轴和柱之间的旋转。中空轴50的内部是四个管道200-203。两根管道200、201分别通向箱体185中的上腔室205和下腔室206。燃料供应管180、183连接到上室。燃料供应管181、182连接到下室。管道200、201向上延伸至支撑在壳体100外部的燃料泵210。管道90连接到燃料泵210，并通过阀104连接到马达62。管道202、203分别通向上腔室205和下腔室206，并通过轴50向下延伸至阀72。管道70将燃料输送到下部火箭发动机64。盒子185中的密封环或垫圈209、211、213将腔室彼此密封，并形成盒子的外部。燃料供应系统被安排用于双推进剂燃料系统。如果使用单组元推进剂系统，该系统可以通过在185号箱中仅提供一个腔室和仅两个从该箱分别通向上部和下部马达的管道来简化。当然，如果使用三组元推进剂系统，那么必须在185号箱中增加另一个室，并且需要更多的管道。所有的阀都可以是螺线管操作的，但是上部阀104可以手动操作，因为它们可以方便地在机舱的控制室212内接近。

当飞行器在地面上时，可以通过操作马达56、57或马达62将球舱转动几分之一圈。由球承载的多个指状物216，如图2所示4将接合安装在圆盘的一个臂24上的跳闸开关或断路器218。这将关闭或操作这些开关，以便启动向马达150、152供应燃料的泵。然后，圆盘将开始转动，并继续转动，直到达到预定速度，此时电机将被切断。这是通过图1所示的离心开关225来实现的11，切断电磁阀237，控制燃料流向马达150'、152。这些阀类似于图1所示的阀726，它们控制燃料向马达64的流动。开关225有一个固定在轴228端部的球226。轴228克服弹簧240的张力在框架229中滑动。球226向右拉动轴228，如图2所示11闭合触点231和触点233。触头231由移动轴228的绝缘杆234承载。当球离心向右移动时，如图11由于开关225圆盘20的旋转，常闭触点231、233断开，并且电源电路。控制燃料流向马达150、152的电磁阀237将打开以切断燃料供应。联系人233are

6

连接到与电磁阀237成回路的导线235。

图12示出了出于测试目的搁置在测试台200上的无人驾驶圆盘20。支架200具有轴向垂直的杆202，杆202延伸穿过圆盘的中心。杆202的下端漂浮在包含合适液体206的封闭圆柱体204中。压力计208连接到与液体206连通的圆筒204。仪表208的刻度读数10是机翼重量的指示。圆柱体204嵌入固体混凝土基座210中，以承受机翼的重量。圆筒204侧面上的垂直高度规212有一个与平台216接合的指状物，圆盘放在平台216上。液体206可以在压力下从供应罐供应到圆筒204，使得当垂直定向的马达时，杆202和平台216将随着机翼上升

147和148被打开。仪表212将指示机翼的升力范围。提供了转速计217

20在组件上。这个转速表有一个轮子218，当它旋转时，轮子218沿着机翼的下侧滚动。当水平方向的马达150、152打开时，机翼将旋转。图1所示的装置12因此可用于测量重量、提升动作和旋转速度。

现在很清楚，飞行器通过使用自己的垂直定向火箭发动机来推动自己向上。当它在空中时，它被旋转圆盘下的力保持在高处。它由手轮85和88的操作来操纵。手轮85的使用类似于任何传统车辆的方向盘，当方向盘向右或向左转动时，手轮85使飞行器向右或向左转动。通过适当控制35个垂直和水平定向的火箭发动机147的点火，

148和150，152。可伸缩的腿伸展开来，飞船降落在它的弹性垫上，而机翼继续旋转，直到减速停止。这种飞行器必须由一定尺寸的空气来制造

40次或更多的太空飞行，运载尽可能多的操作人员和乘客。

虽然我已经说明和描述了本发明的优选实施例，但是应当理解，我并不局限于这里公开的精确结构45，并且可以在本发明的范围内进行各种改变和修改。

声称的是:

1. 一种飞行器，包括径向水平的圆形箔片盘，所述盘具有中心开口

50，设置在所述开口中的球形或球形舱，所述球形舱的径向相对部分分别在圆盘的所述侧上方和下方向外延伸，以及可旋转地连接圆盘和球形舱的连接装置55，使得圆盘可围绕球室旋转，所述连接装置。包括在所述球形舱的径向内侧延伸并终止于球形舱中心上方的一点的锥形套筒，多个固定到盘下侧并在所述开口下方延伸的径向延伸臂，由所述臂支撑并嵌套在所述套筒中的锥形中空轴，以及相互并可旋转地接合所述轴和套筒顶部的轴承装置65，使得盘被轴颈支撑以相对于球形舱旋转，反之亦然。

2. 如权利要求1所述的飞行器，还包括安装在圆盘上并定向成在平行于直径的平面上引导力的火箭发动机

70°平面的圆盘进行旋转。围绕其轴线，其它火箭发动机安装在圆盘上，并定向成在平行于圆盘轴线的方向上引导力，以提升圆盘和球，空心轴装置限定了中心轴，该中心轴沿圆锥形套筒和轴的轴向延伸，并向所述对端的外部延伸

一个或一个以上

球形舱的定位部分、将所述轴固定到套筒的装置、轴颈支撑所述轴以绕所述轴旋转的其他轴承装置、安装到球形舱下方的所述轴的一端的第二方向导向火箭发动机、^安装到舱上方的轴的另一端的第二方向导向火箭发动机，用于使至少一个定向导向马达旋转预定径向距离并围绕主轴轴线旋转的装置，以及用于使所述一个定向导向马达围绕与主轴轴线隔开所述径向距离的另一轴线旋转的装置，由此可以校正盘相对于水平位置的任何倾斜角度，并且由此可以在垂直于盘中心轴线的方向上驱动飞行器，所有这些是通过两个定向导向马达的协同作用实现的。

3. 如权利要求 1 所述的飞行器，还包括多个可缩回的径向延伸的周向间隔的腿，所述腿位于所述盘的下方，用于将所述盘和球形隔室支撑在地面上方，第一环，所述腿可枢转地连接

对于所述环，轴承将所述轴可旋转地轴接到环上以在其上旋转，圆形平台，在圆盘下方连接所述腿和平台的连接装置，以及由所述臂可旋转地支撑并在所述平台上滚动的轮子，使得当腿伸出并支撑在地面上时，圆盘可旋转地在所述环和平台上。

4. 如权利要求 2 所述的飞行器，还包括由所述主轴支撑的径向相对的同步电机，以及由所述电机驱动并与所述轴接合的齿轮装置，使得球形舱可以在与所述方向相反的方向上旋转

当圆盘围绕球形舱旋转时，圆盘的旋转用于保持机身 35 相对于地面静止。

5. 如权利要求 2 所述的飞行器，还包括可旋转地轴颈支撑的圆柱形燃料输送箱

在所述心轴上，在所述盘中的燃料存^储容器，将所述容器连接到所述箱的管道 40，所述心轴具有与所述箱连通的横向开口，以及从心轴中的开口延伸到定向引导马达的其他管道，用于在盘围绕球旋转 45° 时将燃料从燃^料传输箱输送到那里。

6. 如权利要求 1 所述的飞行^器，其中所述机舱在机翼上方的上侧有窗户，通过球和圆盘之间的任何连接提供不受阻碍的视野。_

7. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述球形舱具有至少一个气闸门，并且所述圆盘具有至少一个可与球形舱中的气闸门对齐的其他门，以在球和圆盘之间为人员提供通道。

8. 如权利要求 2 所述的飞行器，还包括定向导向火箭发动机上的成对喷嘴，定向喷嘴定向成在定向导向发动机的侧面引导力，用于将这些发动机向右或向左移动。

9. 如权利要求 2 所述的飞^行器，其特征在于，用于使所述单导向电机绕主轴旋转的装置包括:曲柄臂，支撑所述单导向电机并在其上端轴颈支撑在主轴上旋转;套筒轴，连接到所述曲柄臂并沿主轴轴向延伸;手动旋转手轮;以及齿轮装置，可操作地将手轮连接到套筒轴，由此旋转手轮使所述单导向电机在所述曲柄臂的端部旋转，并使所述曲柄臂绕主轴的轴线旋转。

10. 如权利要求 9 所述的飞^行器，还包括沿所述套筒轴轴向延伸的另一轴、连接到所述一个定向导向电机以相对于曲柄臂旋转该定向导向电机的另一臂、可操作地连接所述另一轴和所述另一套筒的另一齿轮装置、连接所述另一手轮和所述另一轴的另一手轮和另一齿轮装置，由此转动另一手轮相对于曲柄臂旋转所述一个定向导向电机。

11. 如权利要求 1 所述的飞^行器，其特征在于，提供了用于自动切断驱动圆盘转动的马达的装置，所述装置包括离心开关，该离心开关具有弹簧加压的轴、承载在其一端的球、适于在一个方向上拉动轴的所述球、固定电触点、由轴承载并适于接触固定触点的可移动电触点，球在一个方向上的离心旋转适于打开固定触点和可移动触点，断开控制燃料流向马达的电路。

引用参考文献

美国专利

3, 199, 809 8/1965

主考官米尔顿·布赫勒

J.E. PITTENGER, 助理审查员

美国 Cl. X.R.

244-23

[721] 发明家约翰·w 索恩利
第三区迪凯特布雷特大道北 3050 号。62526

第三区迪凯特布雷特大道北 3050 号。62526

2 权利要求*, 7' 图纸*。

244/43, 244/123

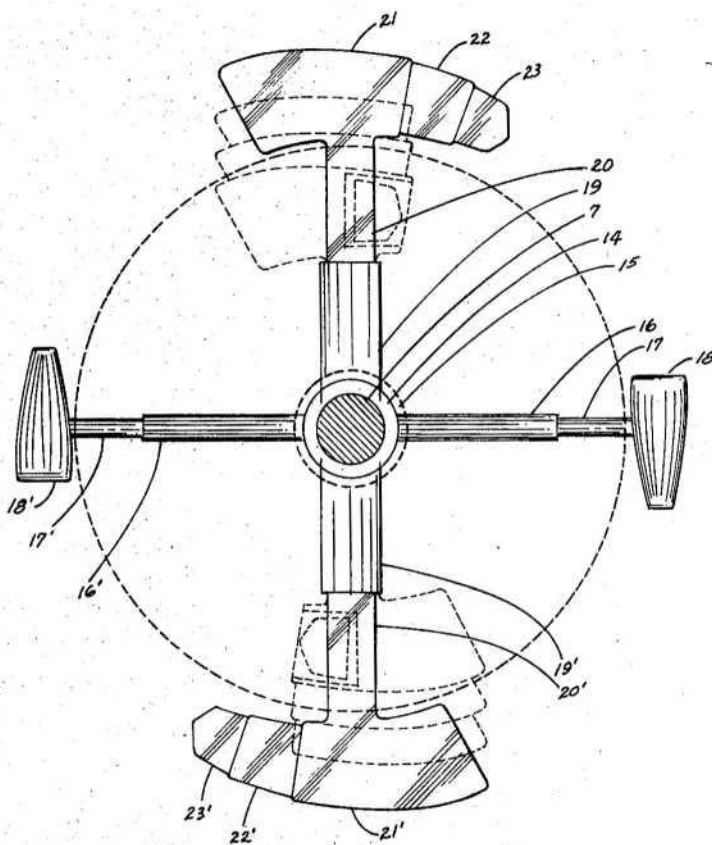
[50]搜索范围 244/12, 23,

123, 43: 60/261

美国专利

2, 743, 072 4/1956 Emmi'.244/43

摘要:一种飞机,其机身通常具有碟形特征,包括由横向间隔分开的上盘和下盘部件;所述上部部件的轮廓形成为提供空气动力学表面,并合并成向上突出的圆顶,该圆顶包括引导舱的一部分。所述上部部件的最大直径基本上等于所述间隔的下表面和所述圆顶的最高点之间的线性距离的三倍。悬挂在机身下部的是一个带有旋转加力燃烧室的发动机,用于控制水平飞行的方向。用于控制垂直飞行的喷气发动机和翼型设置在所述空间内,以绕垂直于所述飞机垂直轴线的轴线旋转。



禁止转载

已获专利的 AUG 17181 3, 599, 902

第 1 页, 共 3 页

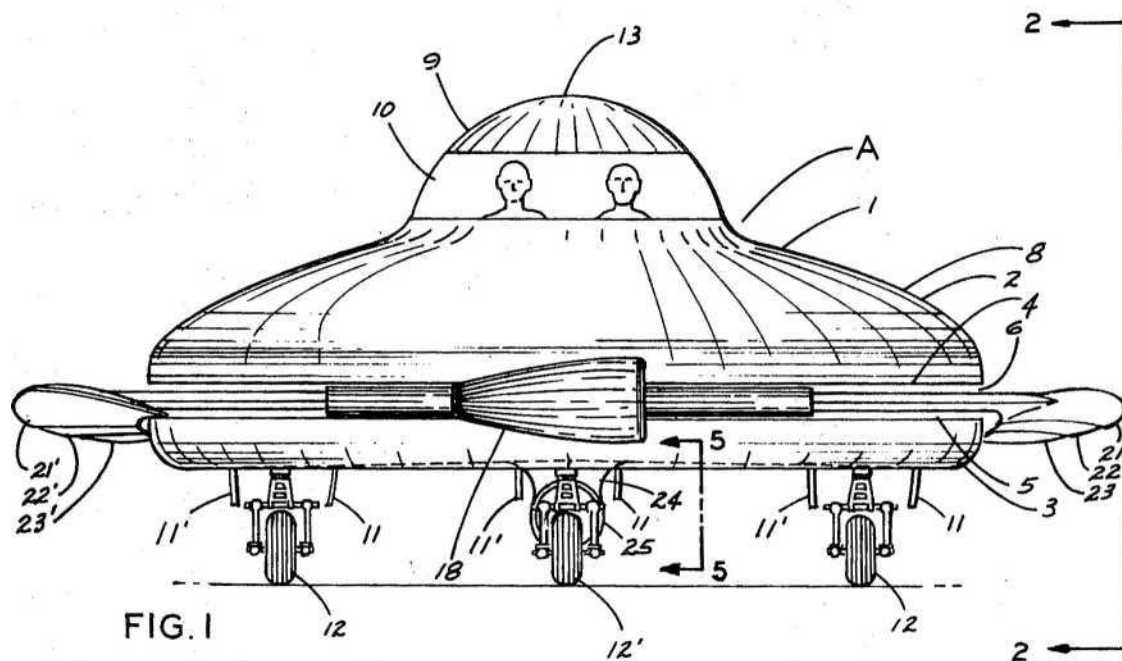


FIG. 1

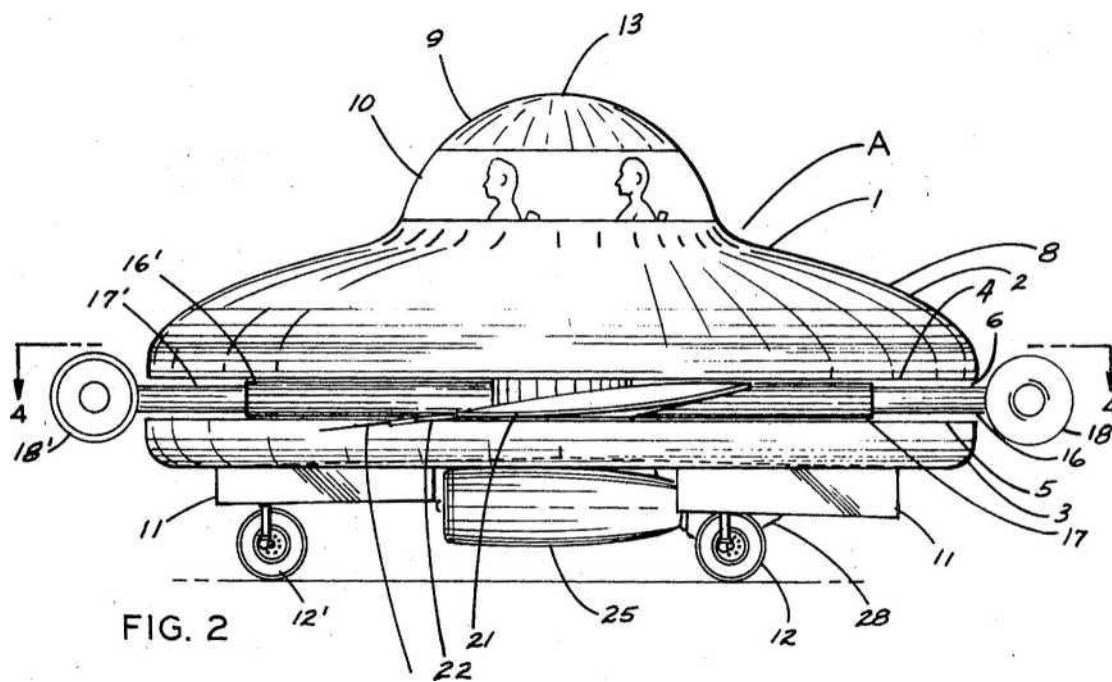


FIG. 2

23

创造者
约翰·托姆雷

由 X-

QQ475725346
禁止转载

律师

已获专利的 17I97I 3, 599, 902

第 2 页, 共 3
页

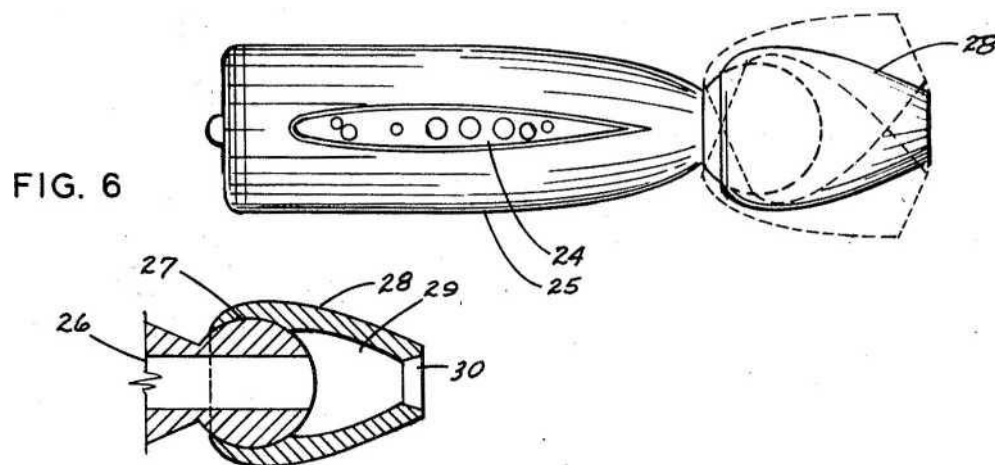
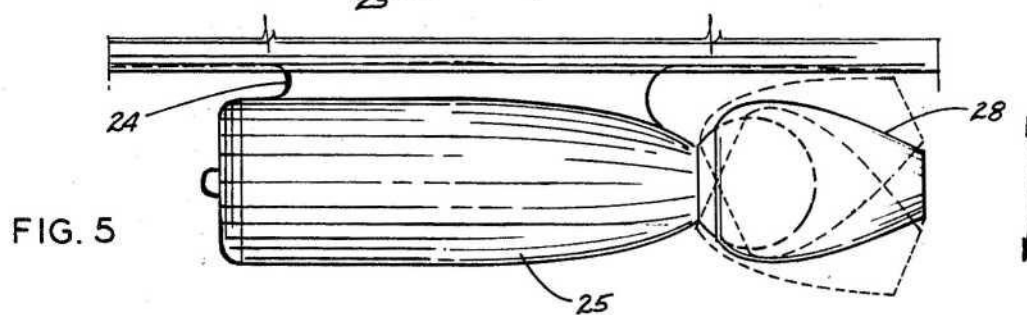
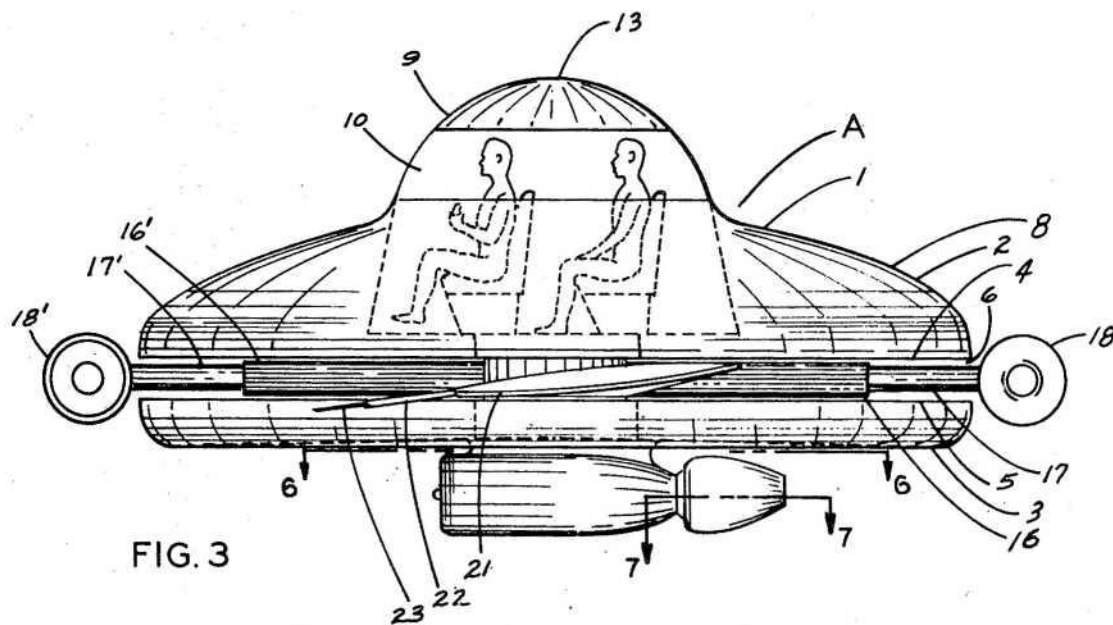


图 7

创造者
约翰·托姆雷

经过

律师

QQ475725346

禁止转载

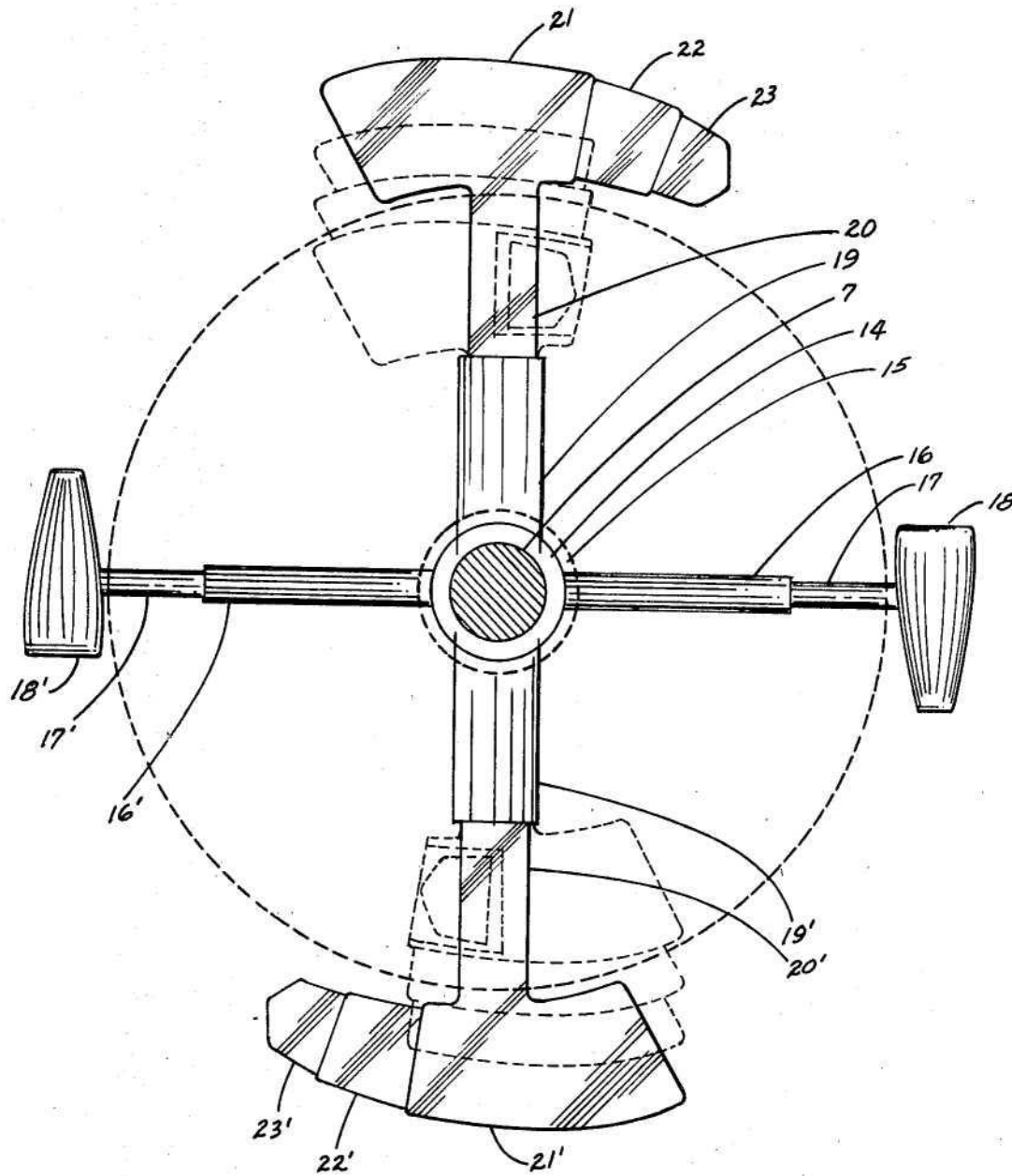


FIG. 4

INVENTOR

JOHN W. THOMLEY

BY

Ralph M. Kalish

QQ475725346
ONE OR ET

飞机

发明背景和概述

本发明总体上涉及飞机，更具体地说，涉及一种适用于水平和垂直飞行的一般类似飞碟设计的喷气式飞机。本发明的一个目的是提供一种喷气推进型飞机，它包括一个紧凑的、所谓的碟形机身，并具有用于起飞和垂直飞行目的的可收缩机翼。

本发明的另一个目的是提供一种所述类型的飞机，该飞机包括具有临界尺寸特征的机身，该机身有助于达到在通常相关外形的飞机中迄今未知的工作效率水平。本发明的另一个目的是提供一种所述类型的飞机，该飞机包括机身，该机身具有带有预定外倾角的上部，以产生不寻常的升力特性，由此在飞机的基本上整个上表面上产生低压区域或真空，从而产生迄今未知程度的升力能力。

本发明的另一个目的是提供一种所述类型的飞行器，其包括新颖且易于操纵的装置，用于在水平飞行中引导飞行器。

本发明的另一个目的是提供一种喷气推进型飞机，它可以最经济地制造；其在操作中非常高效且成本低；由于其独特的结构，它在飞行中是稳定的；并且在使用中可靠耐用。

附图说明

图“1”是a.正视图。根据本发明构造并体现本发明的飞机，机翼伸展，飞机支撑在其起落架上。

图图2是沿图1的线2-2截取的侧视图。/i

图图3是飞机飞行状态的侧视图。

图图4是沿图4-4线截取的水平剖面图

2. 图图5是沿图5-5线截取的局部视图1，显示了在不同位置的驱动射流的加力燃烧室。

图图6是沿图6-6线截取的水平剖面图

3. 图图7是沿图7-7线截取的水平剖面图

3. 图图7是沿图7-7线截取的水平剖面图

优选实施例的描述

现在参照附图中的参考字符，其示出了本发明的优选实施例，附图标记A通常表示具有相对较浅的机身1的飞机，所谓的碟形构造包括上部和下部，通常为盘状的部分或壳体2、3，分别具有下部和上部面对的、共同延伸的、横向延伸的环形壁4、5，它们之间以空间适应的关系限定浅的圆柱形的间隔6，并且为了目前出现的目的，在其整个外围范围内是开放的。所述上机身部分2和下机身部分3由位于间隔6中心的立柱7连接，并且适当地减小相对于相对浅的机身部分3的阻力

凹陷下表面大约为-1/2到5度，但是所述部分的侧面形成与上机身部分2的相邻下部分基本相同的曲线。所述

下机身3在其下端表面优选包含三组可摆动安装的门或面板，如11、11'所示，用于容纳可伸缩起落架12。可以观察到，所述门组11、11'被设置成以传统的三轮车关系呈现起落架构件12，使得一个起落架的*0个轮子，如12'，将正常地呈现在剩余的两个起落架构件12、12'的前方，并与中间点对齐。所述起落架12因此能够与相关的门11、11'一起收回到j5机身下部3的内部

关闭以便在飞行中有助于流线型(见图3)，这在目前的飞机上是众所周知的。

紧邻间隔6的上机身部分2的直径，或者换句话说，其最大直径，基本上等于横向“壁5”的上表面和“圆顶9的顶点或尖顶”之间的距离的三倍，如13所示，并且沿着与立柱7同轴的线测量。实验证明，这种尺寸关系有助于飞机A工作时的最大效率，因此所述关系或3比1的比率对于最佳性能至关重要。

轴承14安装在立柱7上，用于绕其旋转运动，轴承14可以是传统的减少摩擦类型，例如滚子或滚珠30轴承，包括内圈和外圈(未示出)，这种轴承供应有合适的润滑剂，这在本领域中是众所周知的轴承14构成转子的轮毂，总体用15表示，该轮毂包括一对相对延伸的径向对齐的套筒16、16'，套筒16、16'的内端与轴承14刚性连接，并通过其外开口端接收支撑臂17、17'，支撑臂17、17'延伸超过间隔6的边缘，用于在其外端携带火箭或喷气式发动机18、18'，其燃烧器或排气端指向相反，从而在点火40时产生的推力将产生用于实现转子15旋转的扭矩。燃料通过管线(未示出)被供应到每个马达18、18'，管线从位于飞机A内的存储器或油箱(未示出)延伸，优选地在下机身部分3中；所述线以目前接受的方式延伸穿过柱7、套管16、16'、45和臂17、17'。套筒16、16'适于绕其纵轴旋转运动，相关的马达18、18'可以在水平和垂直姿态之间调节。用于呈现马达18、18'的控制装置可从飞行员舱10内的远程机构操纵。虽然附图显示马达18、18'的最大横截面大于间隔6的高度，使得所述马达18、18'看起来不可能缩回，但是应当理解，这种尺寸关系的适当改变在本发明的范围内，使得这种马达18、18'可以适于缩回。当飞行器a将在地球大气层60上方使用时，这种feature特别重要，因为在这种环境中，所述“发动机以及机翼21、21”对于车辆推进没有任何作用。

同样由于马达18、18'的可摆动性，同样可以用于继续为飞机A提供升力，以克服大气上游65内的任何重力引力。

同样与轮毂14整体形成并沿垂直于套筒16、16'形成的轴线的相反方向延伸的是具有流体特性的气缸19、19'，每个气缸分别具有活塞20、20'，用于延伸超过其外端70°，该外端在间隔6的外边缘向内间隔终止。所述活塞20、20'的长度使得当处于伸展状态时，它们的外端突出超过间距6，并且在这些端部上每个分别安装翼或翼型21、21'，它们的长轴75沿着与柱7同心的弧。它是ap-

禁止转载

固定到所述上部和下部2、3，用于整合飞机机身。。

机身上部2的外表面的轮廓形成弧形，如8所示，用于为所述部分提供不同寻常的空气动力学特性。上机身部分2并入中央圆顶9，中央圆顶9构成飞行员舱10的“暴露”部分；所述圆顶被设计成允许最大的流线型

真风。稍微降低高度-



假设翼 21、21' 具有适当厚度, 以便当相关活塞 20、20' 缩回时(如图 2 中虚线所示), 被容纳在间隔 6 的相对壁 4、5 之间, 在其外边缘的内部 4)。每个翼 21、21' 分别包括一对伸缩部分 22、23 和 22'、23', 其横向范围相对减小是可以理解的; 并且与相关的机翼 21、21' 同轴, 用于在完全伸展时增加其空气动力学表面(如图中实线所示 4)。通过本领域已知的方式, 活塞 20、20' 适于围绕它们的长轴有限旋转, 使得相关的翼 21、21' 可以倾斜以改变其攻角。当然, 应该认识到, 在机身 1 内的适当位置提供合适的泵阀和流体储存器, 用于连接到气缸 19、19', 以便根据需要实现活塞 20、20' 的缩回和伸出。

从下机身部分 3 的下端表面的中心部分垂下的是用于单个喷气发动机 25 的中空安装件 24, 该安装件的纵轴与起落架 12' 对齐, 用于所述飞机 A 的前后延伸。在其后端, 围绕其排放通道 26 的喷气发动机或火箭 25 被成形为形成球 27, 用于以球窝接头形式旋转安装在其上, 一个加力燃烧室 28, 它有一个内部的、向后逐渐变细的隔间 29, 隔间 29 终止于一个出口 30, 出口 30 用于以预期的高速排放燃烧的火箭内装物。根据公认的实践, 这种排放导致向前的推力被传递给飞机 A, 从而构成反作用推进。然而, 由于加力燃烧室 28 的旋转安装, 通过出口 30 的排放方向可以在相当大的范围内改变, 使得反作用力将在相应的相反方向, 从而用于控制飞机 A 在水平飞行中的运动方向。用于操作加力燃烧室 28 的装置设置在飞机 A 内, 以便飞行员方便地操纵加力燃烧室 28, 使加力燃烧室 28 相应地移动, 从而实现沿所需路线的飞行。

鉴于上述情况, 可以看出, 飞机 A 独特地适用于垂直和水平飞行, 并且由于飞机 A 轮廓形成的独特空气动力学特性, 证明了其在大气中的有效运动。

因此, 当飞机 A 支撑在起落架 12 上时, 喷气发动机 18、18' 内的燃料燃烧开始, 从而在排放时产生推力, 从而导致轮毂 14 及其相关结构绕由立柱 7 形成的轴线旋转。可以理解的是, 机翼 21、21' 将被放置在伸展位置, 以使其围绕机身 1 沿圆形路径移动, 并且随着这种移动, 在所述机翼上方产生负压区域, 以赋予飞机 A 升力。在飞机 A 向上行进时, 机身 1 的外倾角将导致机身上部 2 和舱 10 上方负压区域的伸展, 从而产生最大升力。在飞机 A 已经

到达期望的高度后, 机翼 21、21' 可以收回到空间 6 中, 以便从飞机 A 的行进路径上移开, 其中喷气发动机 25 内的燃料的这种燃烧将为飞机 A 的水平行进提供推进力。如上所述, 这种水平飞行通过加力燃烧室 28 的适当操作来定向控制, 这是非常容易实现的。

然而, 应该理解的是, 起落架 12 可以可选地使用, 因为飞机 A 可以从地面垂直上升而不需要任何跑道, 并且也可以在起落架没有伸出的情况下进行着陆操纵。相应地, 在选择飞行员时也提供相同的操作。

鉴于上述情况, 可以看出, 飞行员通过对喷气发动机 18、18' 的必要控制, 可以实现对机翼 21、21' 的相应控制, 从而具有适于起飞、飞行和着陆的最精细的调节范围。

这样描述了我的发明, 我要求并希望通过专利证书获得的是:

1. 一种飞机, 包括机身, 该机身具有离散的上部和离散的下部, 所述上部 and 下部具有间隔开的、平行的、面对的壁, 以限定中间空间; 所述空间在其整个周边范围内对大气开放; 设置在连接所述上机身部分和下机身部分的所述间隔中心的立柱; 在所述间隔区域中围绕所述柱设置的轴承装置; 一对径向相对的流体缸, 连接到所述轴承装置上并从其径向向外延伸; 容纳在每个气缸内的活塞; 用于实现所述活塞伸出和缩回的装置; 翼型升力产生装置, 其可操作地连接到每个活塞的气缸远端; 所述活塞的长度使得当所述翼型提升装置伸出时, 定位在所述机身外周间隔开口的外部, 并且当缩回时, 接收在所述机身上下相对壁之间的周间隔开口的内部; 一对径向相对的套筒, 其连接到所述轴承装置上并从所述轴承装置径向向外延伸, 与所述流体缸成周向间隔关系; 容纳在每个套筒内的支撑臂; 用于实现所述支撑臂在所述套筒内的伸出和缩回的装置; 安装在所述支撑臂的套筒远端上的推进装置, 用于实现所述翼型升力产生装置的旋转; 每个所述支撑臂具有一定长度, 使得在伸出时, 所述推进装置位于所述机身之外的所述空间的外围开口的外部, 并且在缩回时, 容纳在所述机身面对壁之间的所述空间内。

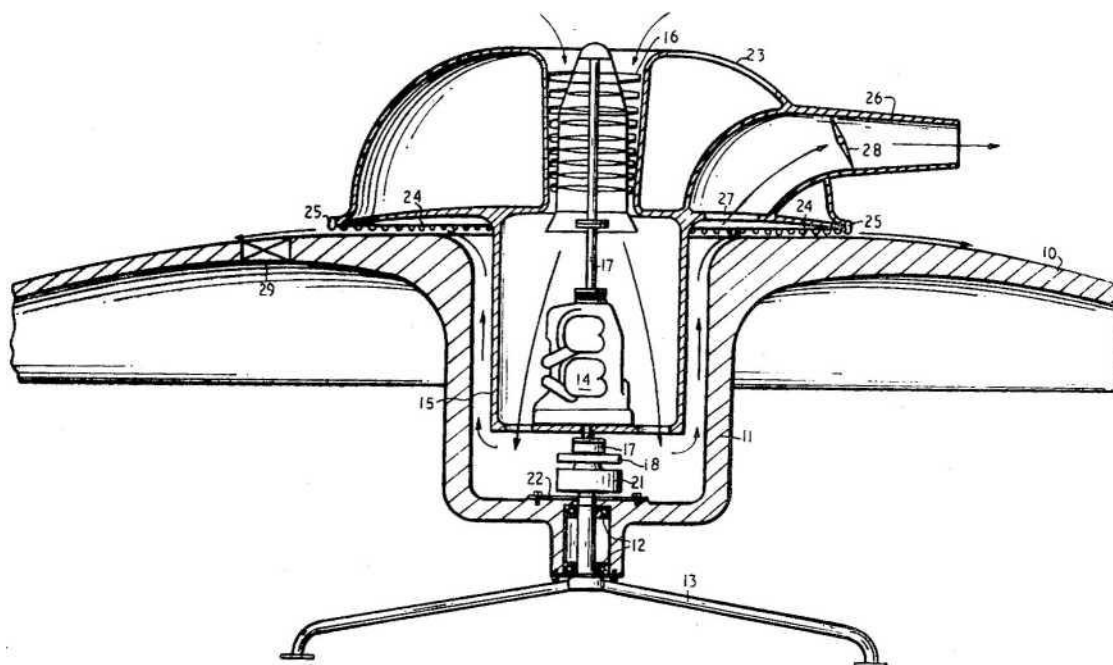
2. 如权利要求 1 所述的飞机, 其特征还在于, 所述上下机身部分的所述相对壁的直径基本上是所述下机身部分的壁和所述上机身部分的最高点之间距离的三倍。

[72] 创造者 段阿瑟菲利普斯
 纽约州科塔拉高地马歇尔街 123 号
 澳大利亚西威尔士
 [21] 应用。没 773, 462
 [22] 归档 1268 年 11 月
 [45] 专利的 1271 年 10 月 12 日

[56]引用的参考文献
 美国专利
 2,718,364 9/1955 Crabtree..... 244/12C
 2,927,746 3/1960 Mellee..... 244/12C
 2,947,496 8/1960 Leggett..... 244/12C
 主考官——米尔顿·布勒
 助理审查员——史蒂文·温里埃卜
 律师——麦克格鲁和托伦

[54]提升致动器盘
 11 权利要求, 3 附图
 [52]美国宪法 244/12 C,
 [51] Int. CI B44e29///0
 [50]搜索范围 244/12 摄氏度,

244/23 摄氏度 23 摄氏度
 摘要: 一种机器, 如飞机, 通过沿绕其极轴旋转的圆盘表面
 沿径向引导流体如空气来产生升力。



获得专利的 2E 华侨城? I 3.612, 445

第 1 页, 共 2
页

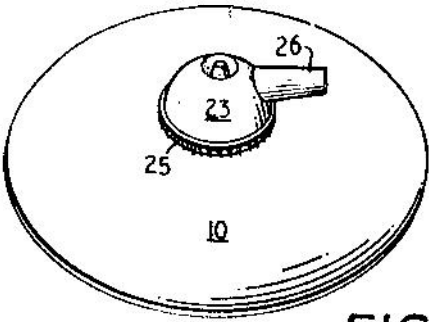


FIG. 1

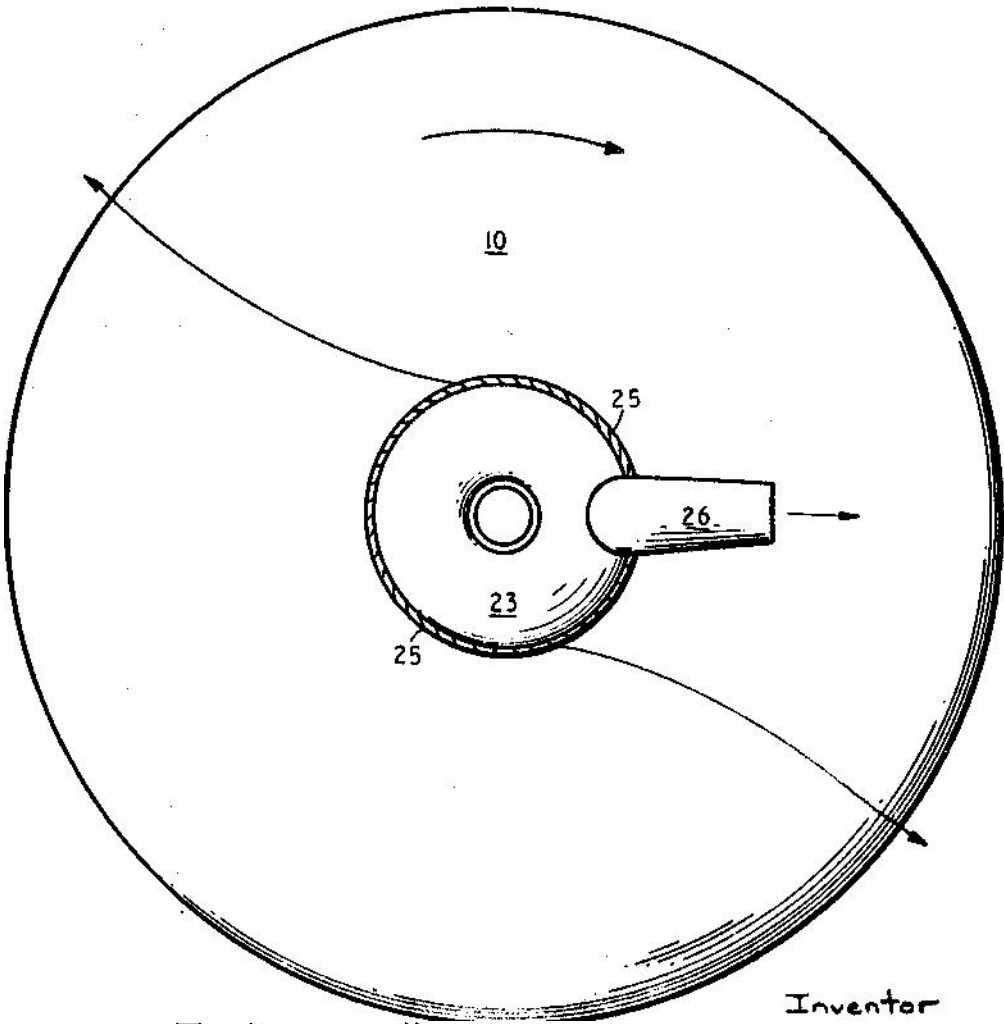


图 2 段 Av't^ur 普*

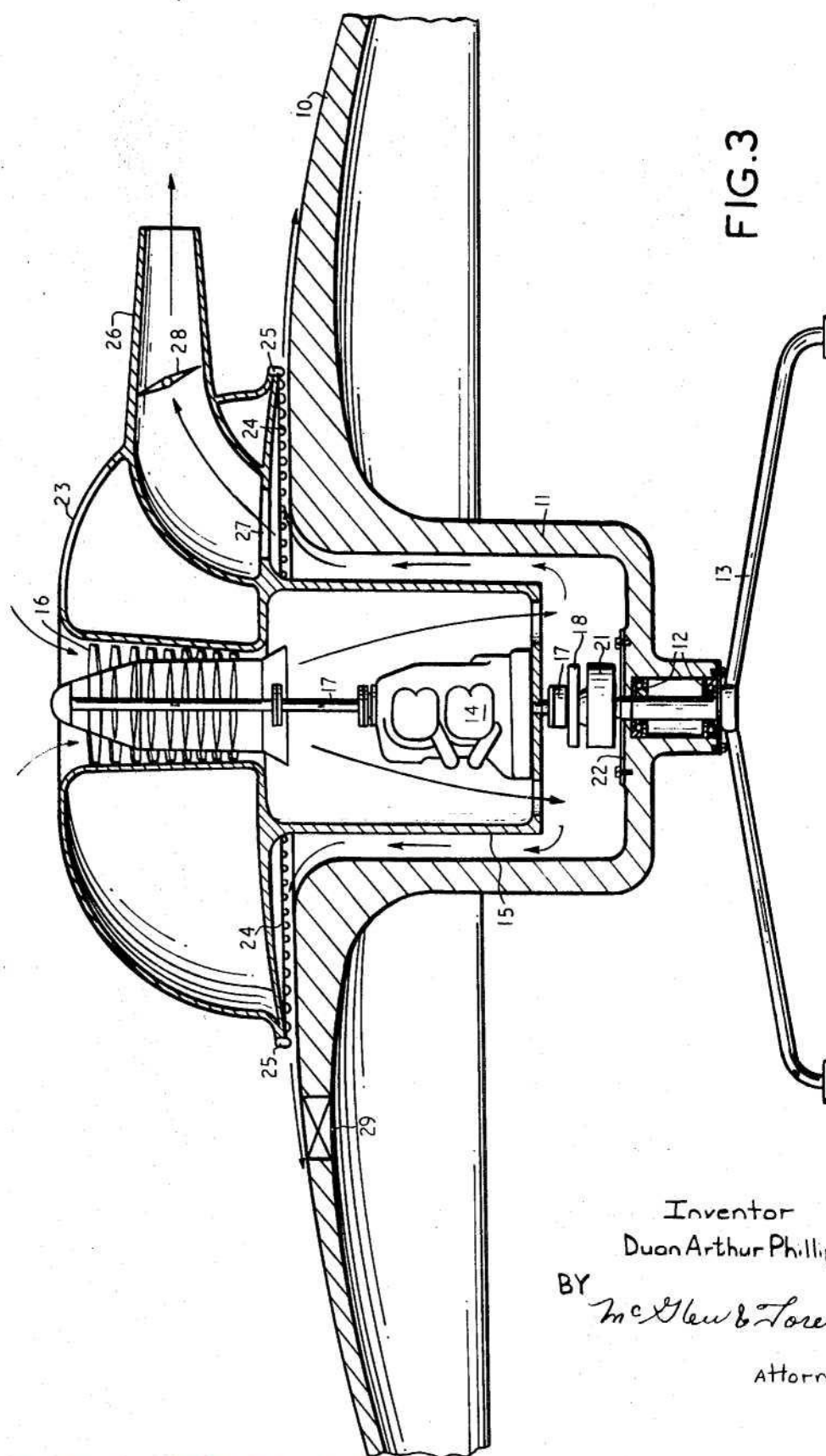
Inventor

QQ475725346

打开: O ET

获得专利的 10 月 12 日 B7I 3。S12.445

第 2 页，共 2 页



Inventor
Duan Arthur Phillips
BY *McGlew & Loren*
Attorneys

QQ475725346

和

提升致动器盘

本发明涉及一种机器，该机器能够通过流体沿绕其极轴旋转的圆盘表面的径向方向获得升力。

虽然本发明可以很好地应用于其他领域，但是其主要用途被设想在飞行器领域，并且为了方便起见，但不限制本发明的范围，将描述为应用于飞行器。

本发明在于一种机器，该机器具有可旋转的圆盘、使圆盘绕其极轴旋转的装置和产生穿过圆盘表面的径向流体流的装置，由此在圆盘上产生沿所述极轴方向的提升力。为了更好地理解本发明并将其付诸实践，下面将参照附图通过举例的方式描述本发明的优选实施例，其中：

图图 1 是包含本发明的飞机的透视图，

图图 2 是飞机的放大平面图

图图 3 是飞机中心部分的中间剖面图。

附图中所示的飞机包括具有凸形弯曲上表面的圆盘 10 和中心井 11，圆盘通过轴承 12 可旋转地支撑在起落架 13 上。

动力装置 14 布置在圆柱形室 15 中，并通过轴 17 驱动轴向压缩机 16。动力装置还通过超越离合器 17、离心离合器 18 和齿轮箱 21 旋转盘 10。盘子

22 将驱动器连接到盘 10 的井 11 的底部。

隔间 15 支撑环形机舱 23，其围绕轴向压缩机 16，并且其底部在盘 10 的中心部分上方限定环形空间 24。

来自压缩机 16 的空气沿着箭头所示的路径穿过空间 24，在空间 24 中，空气沿径向向外的方向被引导经过盘的表面。叶片 25 布置在气流中，并且产生的反作用力用于防止机舱吊舱 23 的旋转。

来自空间 24 的气流和快速旋转的圆盘 10 的相互作用产生了飞机的升力。空气沿着圆盘被吸起，并由于圆盘的旋转而被赋予径向增加的速度，给界面空气以矢量加速度。这导致在阀瓣正上方形成低压区，从而产生升力。效果有点类似于马格努斯效应。

为了使飞行器在空气中产生横向运动，提供了一个喷嘴 26，一部分空气通过端口 27 流向该喷嘴，并由蝶形阀 28 控制。这架喷气式飞机可以用喷气发动机或发动机和螺旋桨代替。在图如图 3 所示，喷嘴 26 朝向图的右侧排放，但是通过改变座舱的位置可以实现转向控制

23 喷嘴 26 相对于盘 10 的方向。这可以通过调节空气从空间 24 排出到盘 10 表面的方向来容易地完成，例如利用连接到叶片 25 的合适的控制器(未示出)。

舱盖 29 设置在圆盘 10 中，以便于进入机舱舱 23。

圆盘的旋转速度和表面上的气流速度通常取决于圆盘和机器的尺寸和结构。

本发明涉及产生升力和推进机器的一般方法，并且结构和操作细节仅被包括在理解本发明所必需的范围内。

我声称：

1. 一种飞机，包括一个可旋转的圆盘，圆盘的顶部环绕一个升力机翼，使圆盘绕其轴线旋转的装置，靠近圆盘极轴的装置。用于压缩流体的盘，用于限制压缩的限制装置的限制装置，用于沿径向引导被限制的流体穿过所述盘的顶部外部。

2. 如权利要求 1 所述的飞行器，其被构造为飞行器，并且其中所述流体是环境空气。

3. 如权利要求 2 所述的飞行器，其中提供了用于产生与轴线成一定角度的射流以产生穿过空气的运动的装置。

4. 如权利要求 2 所述的飞行器，其中流体流过的盘的表面是凸形弯曲的。

5. 根据权利要求 2 所述的飞行器，包括布置在所述圆盘中心的舱室和用于防止所述舱室旋转的装置，所述装置包括多个叶片，流向所述圆盘表面的流体对所述叶片起反应。

6. 如所声称的飞机。在权利要求 2 中，其中所述盘设有包含动力装置的中心井，所述动力装置布置成旋转所述盘并驱动轴。产生所述流体流的压缩机。

7. 一种飞行器，包括具有形成升力机翼的顶面的可旋转圆盘可旋转地支撑所述圆盘的主体，靠近所述圆盘的极轴用于压缩流体的装置，用于向内限制压缩流体的限制装置，以及在所述限制装置上用于将被限制的流体引导到所述圆盘表面上的导向装置，以及连接到所述圆盘以绕其极轴旋转所述圆盘以加速在表面上移动的被限制的流体空气并由此在所述圆盘上方产生低压并向所述飞行器施加升力的马达。

8. 一种飞行器，包

括具有形成升力机翼的顶面的可旋转圆盘、连接到所述圆盘以旋转所述圆盘的马达、安装所述马达并可旋转地支撑所述圆盘的主体、用于在所述圆盘旋转时将空气引导到所述圆盘表面上方以加速在表面上方移动的空气并由此在所述圆盘上方产生低压并向所述飞行器施加升力的装置，所述圆盘具有中心井，所述主体位于所述井内，所述马达中心支撑在所述主体上，限定在所述马达上方的舱舱，由所述马达驱动的空气压缩机，其在所述盘的中心上方和所述马达上方向内吸入空气，并用于将空气排出到所述盘的表面上方，所述主体具有直接位于所述盘的表面上方的叶片，所述空气通过所述叶片被引导，所述叶片被定向为保持所述主体相对于所述盘的选定位置。

9. 根据权利要求 8 所述的飞机，包括一个装在所述机身上的喷嘴，该喷嘴具有一个入口，该入口用于接收由所述空气压缩机排出的空气，并相对于所述圆盘的轴线基本上径向向外引导空气，但在所述圆盘上方隔开，并根据所述机身相对于所述圆盘的位置而定向在一个选定的方向上，以便横向移动所述飞机。

10. 一种飞行器，包括：可旋转的圆盘，该圆盘具有形成升力机翼的顶面；连接到所述圆盘以旋转所述圆盘的马达；安装所述马达并可旋转地支撑所述圆盘的主体；用于在所述圆盘旋转时将空气引导到所述圆盘的表面上的装置，以加速在表面上移动的空气，并由此在所述圆盘上方产生低压，并向所述飞行器施加升力，所述主体位于所述圆盘的中心，由所述主体承载的喷嘴构件，该喷嘴构件具有用于相对于所述盘的旋转轴线径向向外引导空气的装置，所述主体包括叶片装置，该叶片装置位于在所述盘的表面上被引导的的空气的流动路径中，并且受到用于控制所述主体相对于所述盘的位置以及空气从所述喷嘴向外被引导的方向的空气流的影响。

11. 根据权利要求 10 所述的飞机，包括具有直立支撑轴颈的起落架，在所述轴颈上可旋转地支撑所述盘的轴承装置，所述主体包括可旋转地安装在所述轴颈上位于所述盘的凹部中心的封闭构件，所述主体包括在所述盘的表面上延伸的外围部分，并且在其上稍微间隔开，并且具有叶片装置，所述用于将空气引导到所述盘的表面上的装置引导空气通过所述叶片，以控制所述主体相对于所述盘的位置。

[54]垂直起飞着陆飞机。拥有一个。一对同轴反向
旋转转子，每个由一组从飞行器主体径向伸
出的可旋转叶片形成

[72]发明人: 意大利那不勒斯玛格丽特公园 8 号雷纳
托·迪·马蒂诺

[22]存档: 1970 年 8 月 19 日

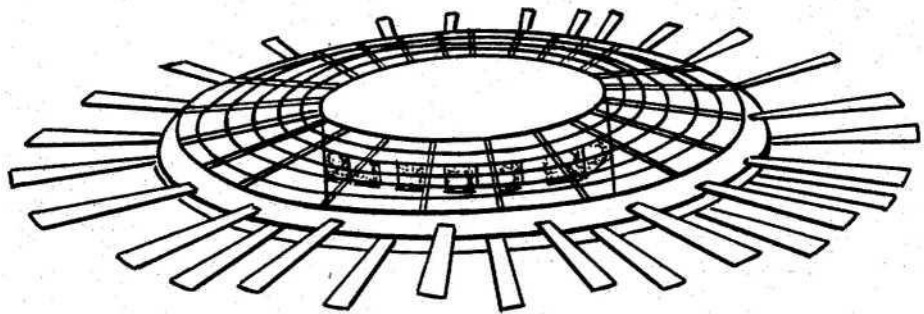
[21]应用编号: 65, 115 [30]国外申请优先级数据
1970 年 1 月 20 日, J^{^t}aly... 48200 A/70

[52]美国氯 244/23 C
[51] Int. Cl. B64c 29/00
[58] Field of Search. 244/23 C

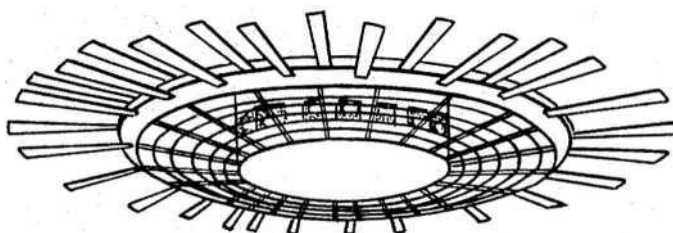
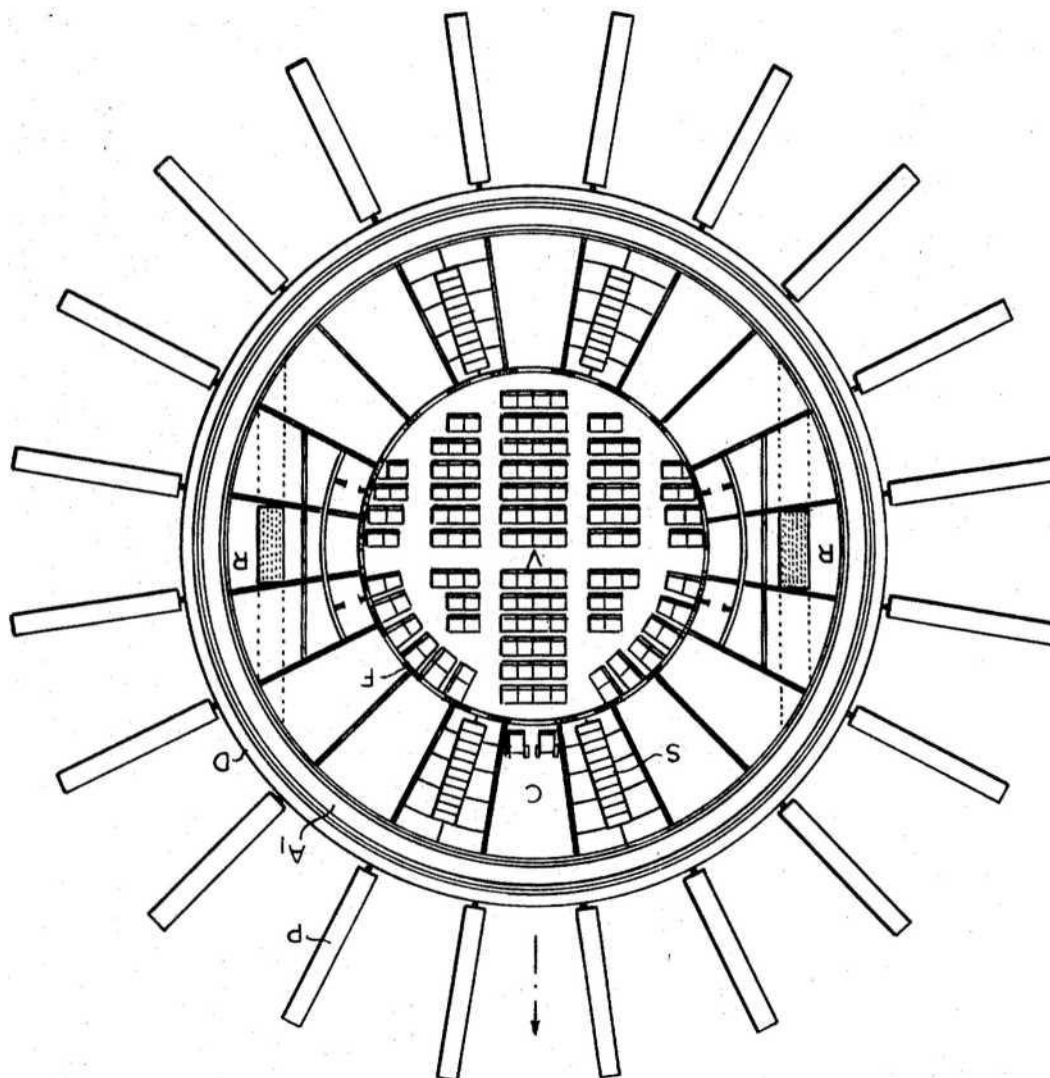
[56] References Cited
UNITED STATES . PATENTS
3,395,876 8/1968 Green.....244/23 C
主考官——特里格夫·布利克斯律师——欧内斯特·蒙
塔古

[57] 摘要
一种垂直起降飞机，其中在碟形机身的外围反向旋转
两个相似的同轴旋翼。转子由一个由燃气轮机驱动的
环形沉箱和一组从沉箱中伸出的翼型叶片组成，叶片
可绕自身轴线旋转。

1. 权利要求，8 个图纸



QQ475725346
ONE OR ET



7 'DIJ

JO T 133HS

Z6S'069 '

2Z6I
stJ3S031N3Wd

FIG. 3.

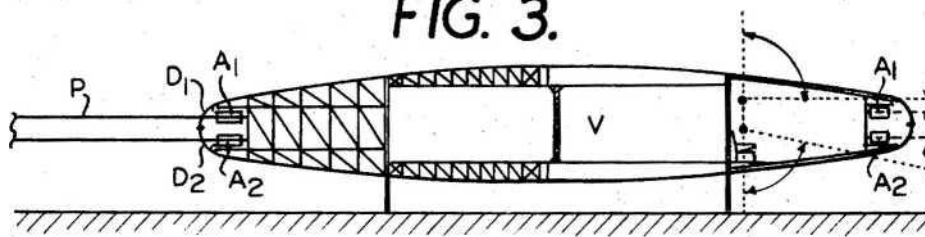


FIG. 4.

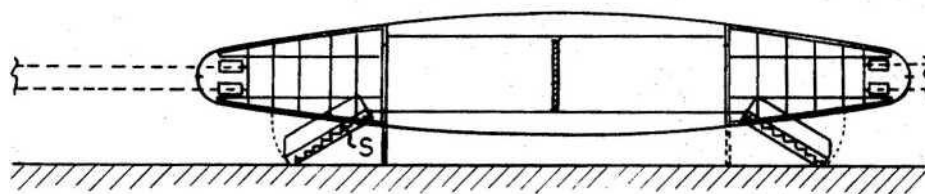


图 5.

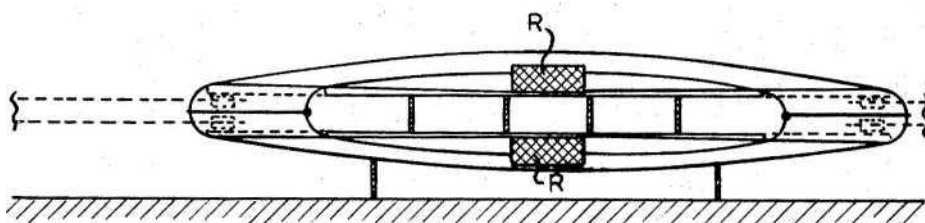


图 6.

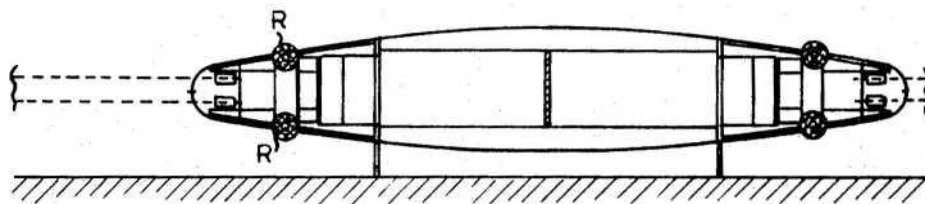


FIG. 7.

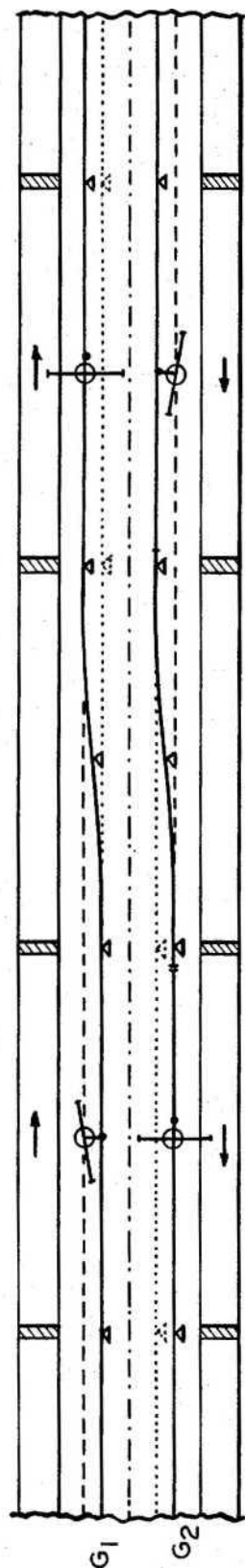
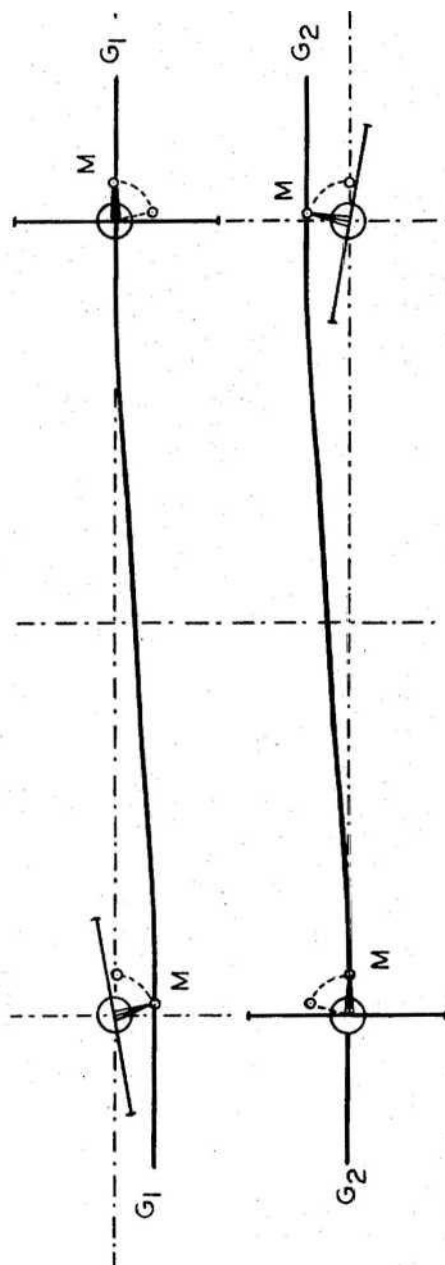


FIG. 8.



QQ475725346

禁止转载

具有一对同轴反向旋转旋翼的垂直起降飞机，每个旋翼由一组径向伸出的可旋转叶片组成。身体。工艺的

本发明涉及一种碟形飞行器，其能够通过绕两组径向叶片主体的同轴反向旋转而垂直和水平飞行，所述径向叶片具有翼型截面并可绕其纵轴旋转。

本发明的一个目的是提供一种具有一对同轴反向旋转旋翼的垂直起降飞行器，每个旋翼由一组从飞行器主体径向伸出的可旋转叶片形成，其中对于垂直飞行所有叶片的螺距必须非常相同；当希望在与飞行器的“飞行轴线”一致的方向上水平飞行时，从飞行器的前部向后部移动的叶片的螺距会有一个初始的微小增加；由此，产生了无补偿的轻微推力；随之而来的升力的轻微下降将由转子速度的增加来补偿。

本发明的另一个目的是提供一种垂直起降飞机，其具有一对同轴的反向旋转旋翼，每个旋翼由一组从机身径向伸出的可旋转叶片形成，其中一旦速度开始变得明显，前者的损失..“推动”叶片的升力将由其它叶片(即从后向前移动的叶片)的升力的增加来补偿，这些叶片的升力作用从增加的绝对速度(旋转速度加上平移速度)得到改善。

本发明的又一个目的是提供一种具有一对同轴反向旋转旋翼的垂直起降飞机，每个旋翼由一组从飞机机身径向伸出的可旋转叶片形成，其中为了进一步增加飞机的速度，叶片的螺距增加到其最大值，即垂直位置。在此之前，当“推”叶片时。失去所有的升力，越来越多的升力从向前运动的叶片转移到飞行器的机身上，飞行器的翼型(双凸翼)将为此工作。

当速度使得所有的升力都由机体提供时，“升力”叶片的螺距可以减小到零，以便从它们那里获得最小的阻力。

很明显，在飞行的一开始就可以产生水平力，这样，如果需要，从地面开始可以是倾斜的，而不仅仅是垂直的。

考虑到这些和其他目的，在下面的详细描述中将变得显而易见，结合附图将清楚地理解仅通过示例示出的本发明，其中：

图 1 是示意性示出的飞机的透视图；

图 2 是其平面图，具有一些部件的可能布置：。

图 3 是——飞机的垂直剖面——沿着飞行轴线；

图 4 -是沿直径穿过楼梯的垂直截面；

无花果。图 5 和图 6 分别是沿着发动机轴线和沿着垂直于飞行轴线的直径的垂直截面；和

无花果。图 7 和图 8 是示意图，显示了用于自动给叶片提供水平飞行所需的周期性俯仰变化的系统。

现在参考附图，根据本发明设计的飞机机身具有带有翼型剖面的碟形形状；它的内部空间可以根据目的地分成几个部分：一个可能的客运安排如图 2。

这种情况下，客舱 V 位于机体内部，通过带门窗的隔墙 F 与其余部分隔开；客舱四周都有：飞行员舱、楼梯、机舱和杂物间。

飞机的主要特点是由两个叶片固定器环 2 和 3，彼此相同，同轴并绕主体反向旋转。

这些环形结构，每个由矩形截面的金属沉箱形成，其内径略大于主体的外径，以使叶片的轴在空间中伸出环的内壁，用于“旋转叶片”的装置位于该空间中。

事实上，在车身的外壁上固定有两条导轨 G_j 和 G₂₇，每个环一个，用于引导曲柄 8 连接到叶片的轴上；导轨

可以在一定程度上根据命令沿车身壁垂直移动，因此每个叶片的螺距取决于导轨通过曲柄的位置。

换句话说，环 A 的旋转！-A₂ 叶片围绕车身旋转，并围绕其自身的轴旋转，旋转量由导轨的位置调节-导轨的垂直位移可由飞行员确定。

在所有正常传输中，环旋转的能量由下式给出。，- 马达，-环旁边的 R。

叶片的离心力是由它们的旋转运动产生的，由一条多边形链承受，其角度与圆形沉箱中的叶片相同。

每个环在其外侧部分倾斜，以便为飞行器提供空气动力学轮廓 2 和 3。

当需要水平飞行时，对于每个旋翼来说，右侧的桨叶必须具有与左侧桨叶不同的螺距；换句话说，叶片有必要周期性地自动地围绕它们自己的轴线旋转，与通过“飞行轴线”的垂直火焰的交点相对应或接近

这是通过把无花果 7 飞机每侧不同高度的每个导轨；因此，每个轨道应具有两个过渡段，分别位于飞机的前部和后部。

上述每个过渡段 8 由单独的导轨 G 制成，该导轨在中心具有支点，并且在端部可通过适当的接头移动，从而当需要时，可以在不中断导轨本身的支撑作用的连续性的情况下实现弯曲。

当在水平飞行中全速前进时，“推动”桨叶垂直放置(就像划船的桨)，而“提升”桨叶几乎水平放置，以减少阻力，因为提升动作已经转移到了船体上。

5

对于垂直飞行和“悬停”，要求对转旋翼具有足够的速度，并且所有叶片具有相同的螺距。

在水平飞行中，可以考虑以下三个阶段：

10

- a. 低速:升力仅由叶片给出；
- b. 平均速度:升力由桨叶和机身共同分担；
- c. 高速:升力仅由机身提供，有意具有翼型截面。

15

在这个最新的阶段，飞机的稳定性由重心的位置来保证。在垂直推力的中心之下)，旋转质量的惯性阻力以及叶片的“推动”动作在前部 20 比在后部更有效的事实，使得飞行器实际上被“拉动”而不是“推动”

水平平面和垂直平面的方向变化可以通过使用小射流来获得，小射流以这样的方式定位，以产生分别在水平平面和垂直于飞行轴线的垂直平面上作用的力偶(由于旋转质量的陀螺效应)。

已经描述了新的飞行器，但没有考虑与运动的传输和命*相关的设备，假设它们可以以传统方式实现，并且不是本发明的一部分。

虽然我已经公开了本发明的一个实施例，但是应当理解，该实施例仅是通过示例给出的，而不是限制性的。

1 索赔:

1. 一种垂直起降飞机，包括

主体，其具有具有翼型轮廓的碟形形状，并且被分成多个部分，包括中心部分，并且包括外壁，具有围绕所述中心部分的窗口和杆的分隔壁，围绕所述内部部分的驾驶室、机舱和杂物间，同轴设置并绕所述主体反向旋转的两个刀架环；除了包括内壁，

所述两个刀片架环构成金属沉箱，其内径大于所述主体的所述分隔壁的外径，

多个安装在从所述环的内壁伸出的轴上的叶片，

旋转所述叶片的动力装置，

固定到所述主体的所述外壁的两个轨道，每个所述轨道与相应的所述环配合，

连接到所述叶片的每个所述轴上的曲柄，以及

用于在垂直方向上移动所述叶片的轴的装置，以便根据所述轨道的位置改变所述叶片的螺距。

40

45

QQ475725346

禁止转载

[54]垂直升降机

[72] 发明人: 雷蒙德·汤普森, 康恩。
[73] 受让人: 钱德勒·埃文斯公司, 西哈特 康涅狄格州福特。

[22]存档: 1970 年 9 月 14 日
[21]应用编号: 72, 091

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续。第 836, 393 号, 1969 年 6 月 25 日, 专利。3, 592, 413 号。

[52]美国氯 244/12, 244/12, 244/23, 244/42 立方厘米

[51] Int. Cl B64c 29/00
[58]搜索范围 244/12°C, 23°C, 42°C

[56]引用的参考文献

10/1966 美国专利
3, 568, 955 米勒等人 244/23° C
3, 072, 368 1/1963
4/1964

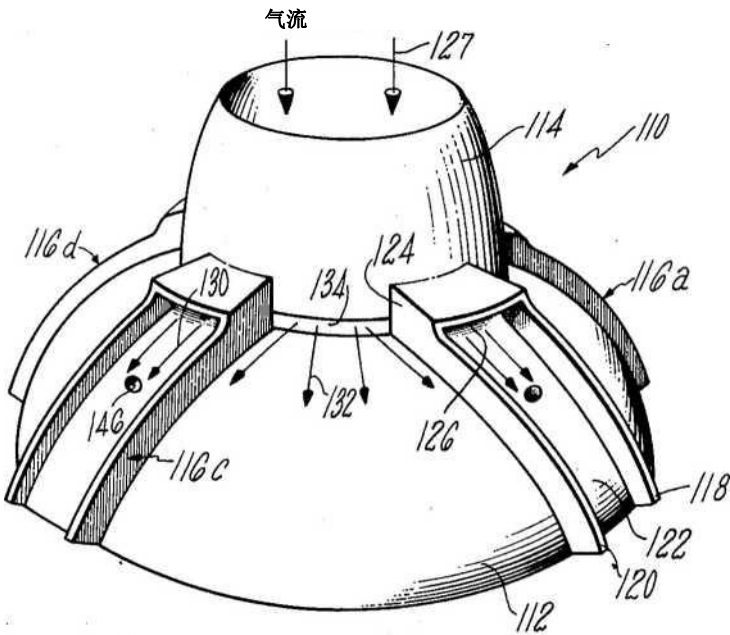
3 073 551 麦克德维特·2^w/23
3 261 576 Seddon 等人 244/41
3 023 860 卡普兰 244/42 毫升
1/1963 Bowersox 244/23 C
7/1966 Valyi 244/42 CC
3/1962 Ellzey 244/42 CC

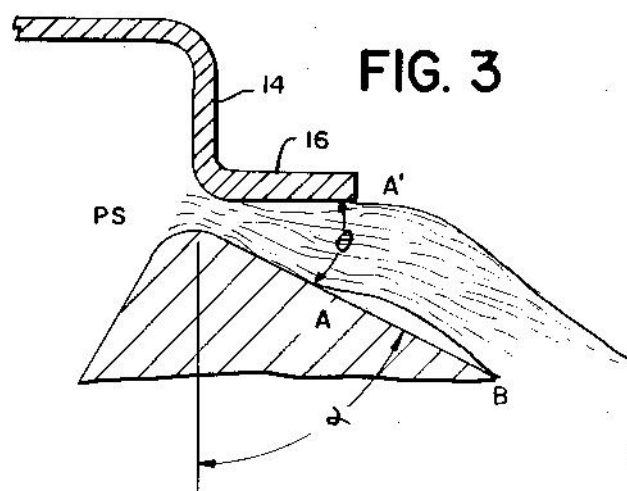
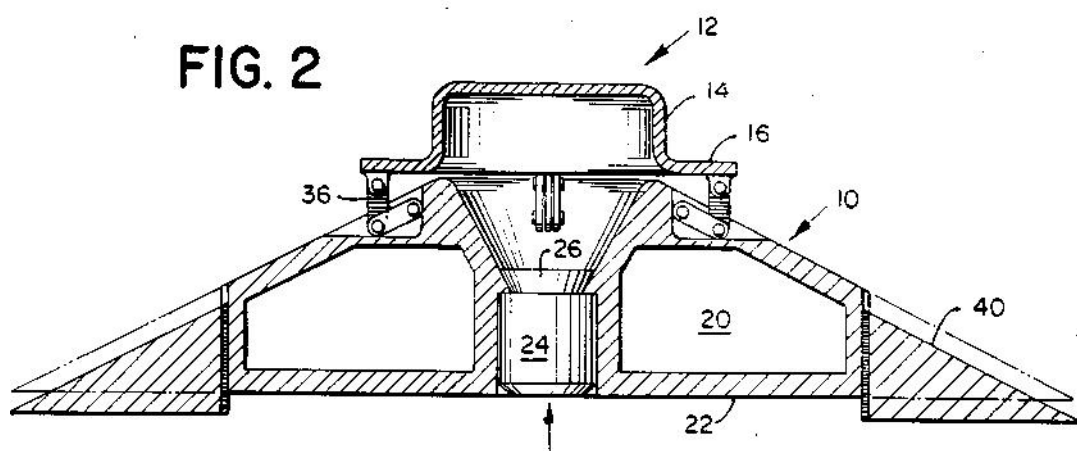
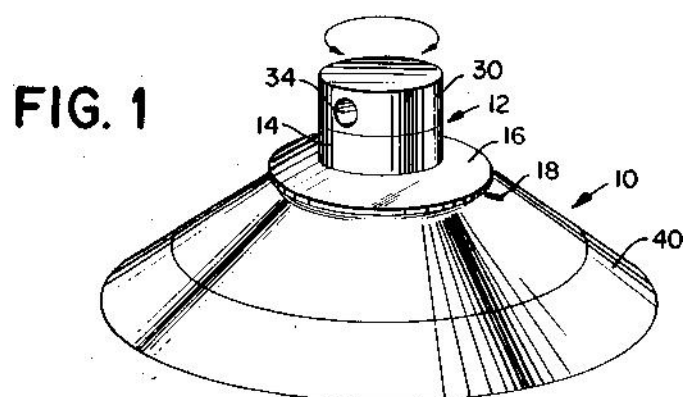
主考官——米尔顿·布勒
助理审查员——耶稣·索特洛
律师——费希曼和范·柯克

[57]摘要

一种可操纵的升力体, 其中加压气体以超音速在至少三个向下倾斜的升力面的表面上排出, 超音速流动的气体分离并随后再附着到表面上, 以在分离点和再附着点之间提供低压区。上表面产生的低压区与物体底部的大气压力共同作用, 产生垂直升力, 增加气体动量力的垂直分量。姿态控制和机动性是通过有选择地将环境空气排放到低压区来实现的, 由此低压区可以有选择地被破坏, 从而产生不平衡的合力。

13 权利要求, 7 个图纸

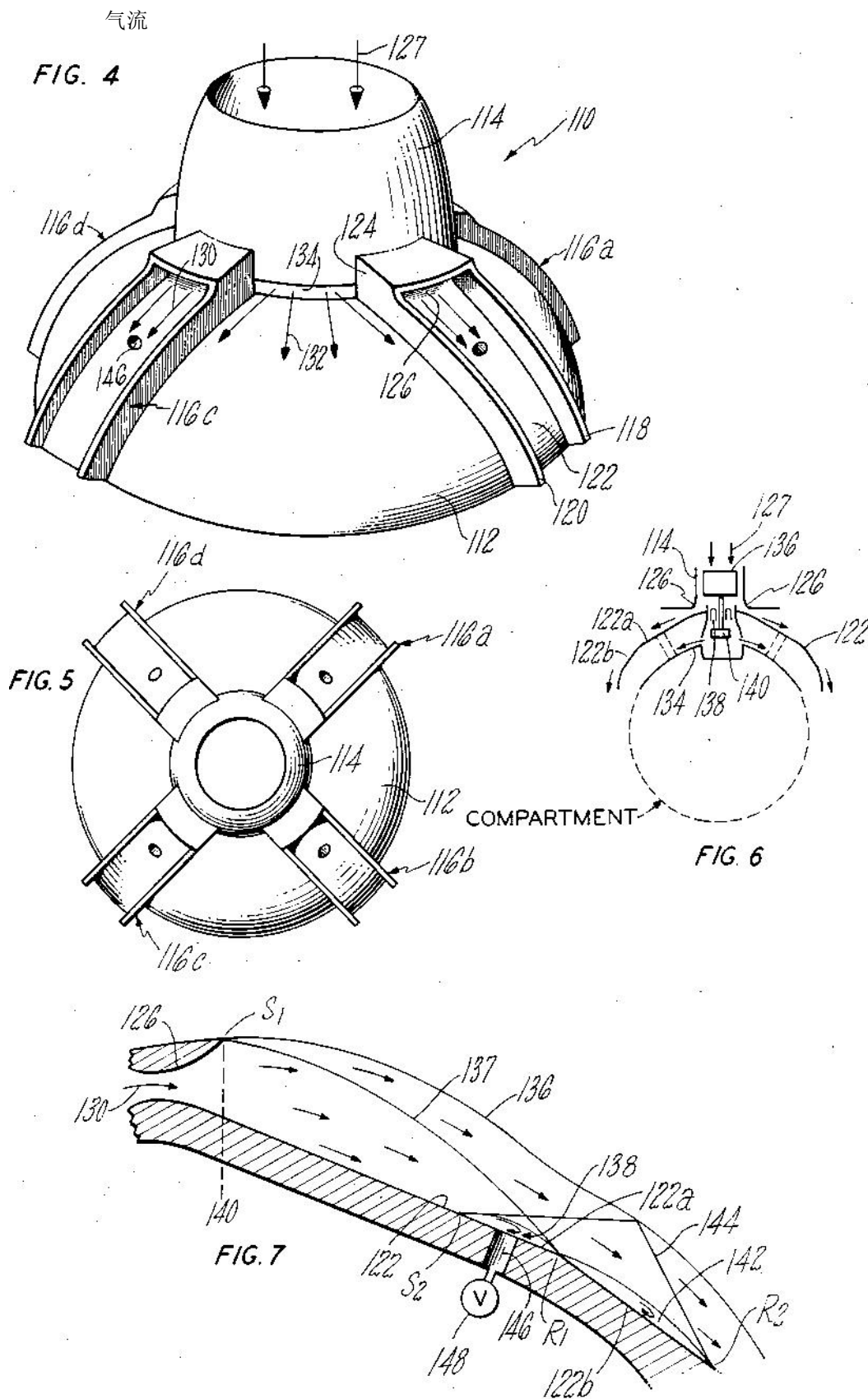




创造者
RAYMOND V. THOMPSON
BY
FISHMAN 3 VAN KIRK
律师

QQ475725346

禁止转载



垂直升降机

相关应用的交叉引用

本应用程序是应用程序服务的部分延续。1969年6月25日提交的第836,393号,现为美国专利。3,592,413号,1971年7月13日发布。

发明背景

1. 发明领域

本发明涉及提升力的产生。更具体地,本发明涉及包括边界层分离-再附着控制的垂直升降机。因此,本发明的一般目的是提供这种特征的新颖和改进的方法和装置。

2. 现有技术的描述

尽管本发明的应用不限于此,但本发明特别适用于自升式物体,这种物体有时被称为“气垫船”。需要注意的是,“气垫船”必须与地效飞行器(GEM)或气垫飞行器相区别,后者通过吸入大气并将其向下引导至飞行器下方来产生和乘坐气垫。“气垫船”最常见的例子是直升机,它不像GEM那样被限制在离地面几英尺的范围内工作,而是以与传统飞机有点相同的方式产生自己的升力。

现有技术操作的“气垫船”的特征在于旋转的翼型或螺旋桨,其以传统方式产生升力。这种旋转叶片机构的复杂性是众所周知的,特别是在叶片桨距必须不断变化的直升机环境中,这里将不进行讨论。除了那些采用旋转的、通常水平安装的螺旋桨机构的车辆之外,已经提出了许多自升力体,其中空气将从靠近车辆中心的区域在固定的翼型结构上向外排放,以便产生垂直升力。在后一种类型的装置中,通常建议将空气吹过上下翼面,升力以传统的空气动力学方式提供。

以前提出的固定翼型升力体由于设计上明显的低效率而没有得到发展。也就是说,如果简化为实践,现有技术的设计将固地提供非常有限的升力,因此很少或没有承载能力。也许更重要的是,还没有提出操纵这种车辆的实用方式。除了相对昂贵的直升机型车辆外,缺乏机动性也是旋转螺旋桨型升力体的特点。缺乏可操作性当然是一个严重的缺点,在军事活动或载人运输中,该装置将被用作观察平台。此前曾尝试在现场使用相对便宜的摄像机承载提升体,但都以失败告终。这些设备只能被定位。垂直位于发射场上方并与之相连

本发明克服了现有技术的上述和其他缺点,并且通过这样做,提供了一种新颖的和改进的可操纵的垂直升降机。在实现前述内容时,本发明通过在多个向外和向下张开的提升或膨胀表面上产生压差来产生垂直提升。使用三个或更多等间距的升降机,并且在十字形配置中,提升表面通常为四个。通过使用从每个升力面入口处的收敛-发散喷嘴排出的超音速气流15,在升力面的上侧产生负压。超音速气流分离,然后再附着在升力面上,在每个升力面的上侧,在分离点和第20个分离点之间提供低压区。大气压力作用在升力面的下侧,从而提供必要的压差。由该压差产生的垂直升力和超音速气流25的动量力的垂直分量^结合起来提供垂直升力。

本申请中提出的本发明的特征还在于通气口,该通气口控制环境空气进入升力面上的低压区,以使超音速气流偏离升力面的上侧,从而破坏低压区。然后产生力的不平衡,从而可以

发明概述

实现俯仰和滚转姿态控制和方向机动性。升力面上的35个水平分力的平衡产生了悬停状态,而升力面上的低压区向周围环境排气所引起的力不平衡导致了选定的姿态控制或机动性。机动性和/或姿态4Q控制也可以通过改变流过禁止转载升力面的超音速气流的体积或压力来实现。

本发明的另一个特征是将升力面的上侧成形为45°,以促进气流的至少两次分离和再附着,从而建立两个低压区,以显著增加总的可用升力。

本发明的特征还在于50°的上盖组件,加压流体由推进源排放到该组件中,推进源通常包括垂直安装的燃气涡轮发动机,其排放喷嘴面向盖中。盖子可以通过允许盖子倾斜的方式从锥形板安装。在优选实施例中,帽和板共同限定了产生超音速流的喷嘴。车辆的机动性可以通过倾斜盖子来实现,以便在车身的一侧阻塞⁸气流。或者,可操作性可以通过将一些气体从盖释放到停滞室中来实现,该停滞室具有水平定向且可操纵的排放喷嘴。

65 附图简述

可以更好地理解本发明,并且它的许多目的和优点将变得更加明显

参考附图,本领域技术人员将会明白,在各个附图中,相同的附图标记表示相同的元件,其中:

图图 1 包括根据美国专利的提升体的第一实施例的立体图。应用服务器。第 836, 393 号,本申请是其部分延续。

图图 2 是美国专利第二实施例的横截面侧视图。应用服务器。第 836, 393 号,本申请是其部分延续。

图图 3 是图 1 和 2 的实施例的一部分的放大剖视图 1 和 2。

图图 4 是本发明提升体的等距视图。

图图 5 是图 1 的提升体的俯视图 4。

图图 6 是本发明提升体的示意图。

图图 7 是优化升力面构型的示意图。

优选实施例的描述

为了呈现导致本发明的背景,在美国专利 5, 500, 500 中的描述。应用服务器。第 836, 393 号在此相对于图 1 和图 2 基本重复 1-3。

现在参考图 2 参照图 1, 可以看到较早申请的第一实施例的透视图。图 1 的实施例 1 具有大致圆锥形的形状,并且车辆承载部分的上表面由大致以 10 表示的圆锥形金属板限定。由板 10 部分限定的车身在其上端或较小直径端具有开口。压力下的空气通过该开口绕车辆轴线垂直向上排出。

从车辆上安装在板 10 的较小直径端上方的是一个盖组件,通常用 12 表示。从图 1 可以最好地看出,盖组件 123 是中空的,并且具有提升部分 14,来自推进源的加压流体被排放到提升部分 14 中。盖组件 12 还在提升部分 14 的下周边周围具有向外延伸的凸缘 16。凸缘 16 的底面和锥形板 10 的上部或较小直径端共同限定了一个环形收敛-发散喷嘴 18,排放到帽 12 中的加压气体将通过该喷嘴逸出。由于帽 14 内的压力和喷嘴设计,流过喷嘴 18 的流体将以超音速向下排放到板 10 的外部。

从对图 1 的实施例的考虑可以看出如图 2 所示,车辆可以设有装载空间 20,该装载空间 20 部分地由锥形板 10 的内表面和底板 22 限定。在典型的操作配置中,举升体将被用作遥控和无人观察平台,包括操纵控制伺服系统、可控电视摄像机和收发器的电子设备将被安装在装载空间 20 中。可以在盖子 12 的顶

同样安装在提升主体内并与锥形板 10 同轴的将,也可以从图 2 中看出 2,作为推进源 24。推进源 24 将包括垂直安装的燃气涡轮发动机,其排放喷嘴 26 面向盖组件 12 的内部。在压力下排放到喷嘴 26 的燃烧产物将被引导到帽 12 中,并且将从帽通过喷嘴 18 向外流动,如图 1 中示意性所示 3。

¹⁰在图 1 的实施例中如图 1 所示,为了可操作性,帽 12 设有可旋转的上部 30。盖部分 30 在其内部限定了滞止室,该滞止室_可以通过合适的阀门与下盖部分的内部连通。滞止室具有排放喷嘴 34,其可以通过未示出的方式通过旋转帽部分 30 来对准。因此,可通过将滞止室设置成与下盖部分的内部连通来产生水平操纵推力,由此发动机废气将通过喷嘴 34 排出,并且旋转盖以将喷嘴 34 指向期望的方向。

25 可选地,或者除了使用如上所述的可旋转帽部分和相关结构之外,图 2 的操纵控制可以使用 2。在无花果里。方案 2 帽 12 通过多个连杆机构 30,例如双枢轴连杆机构 36,从板 10 安装。因此,盖 12 可以相对于穿过车辆的垂直轴线倾斜到任何期望的角度,从而使通过喷嘴 18 排出的气体的水平动量分量不平衡。为了清楚_见,图中省略了用于移动连杆 36 的装置。

举升体的操作可以通过考虑图 2 得到最好的理解图 3 示出了排_嘴喷嘴 18 的横截面 40。在图 3, P, 代表盖组件 12 中被允许进入三维收敛-发散喷嘴 18 的气体的供应压力。选择锥形板 10 的上端和凸缘 16 的下表面的尺寸,板 45 和凸缘配合以限定喷嘴 18,使得从喷嘴 18 排出的超音速气体射流的不对称分离将在喷嘴的下游端沿着线 A-A' 发生。附接到收敛扩散剂喷嘴 18 的平环形板 10 的效果是促进分离射流边界和邻近板捕获的环境气体之间的湍流混合过程,从而产生低压区。重申一下,从喷嘴 18 排出的气体以超音速流过板 10 的表面,并且以本领域已知的方式,在点 A 处与板分离,然后在点 B 处从点 A 向下游相当大的距离处再附着到板。在分离点和再附着_点60 之间捕获的环境气体将与超音速流混合并夹带在超音速流中,从而在点 A 和点 B 之间的板表面上产生接近真空的_{状态}。显然,作用在板 10 的上表面 65 上的低压区域和作用在车辆底部(板 22)上的大气压力的组合效应将产生升力。当升力与气体动量的垂直分量相结合时

部提供额外的装载空间,并且摄像机可以位于这样的盖

中或上面
禁止转载

从喷嘴 18 排出，将产生足够的升力，由此车辆将垂直上升。

再次参考图 2 应当注意，锥形板 10 可以设置有可垂直移动的外侧部分 40。环形部分 40 从板 10 的通常平面向外的向下运动将通过向下游移动超音速气流的再附着点来增加点 A 和点 B 之间的涡流长度。增加涡流长度将通过扩大板 10 表面上方产生的近真空区域的面积来提高升力。

再次考虑图如图 3 所示，试验表明，由喷嘴 18 的分散部分限定的角度 α 应该在 $30-50^\circ$ 的范围内。然而，这个设计参数可以通过使角度 α 达到 90° 来满足。当角度 α 为 90° 时，凸缘 16 明显地向外和向上张开，并且不会有垂直动量分量加到由产生的压差产生的升力上。

现在参考图 1 和 2 参照图 4-7，示出了本发明的实施例。总体以 110 表示的提升装置具有裙部 112 形式的下部主体部件和护罩 114 形式的上部主体部件。裙部 112 通常是环形元件，并且它可以是如图所示的近似半球形或截头圆锥形。当然，它也可以由许多连接在一起的平的锥形段形成。护罩 114 通常是圆柱形的。四个提升元件 116a、116b、116c 和 116d 安装在圆柱形护罩 114 和裙部 112 之间，并且围绕裙部 112 等距离地间隔开，以呈现大致十字形的形状，如图 2 中最佳所示

5. 这些提升元件中的每一个都具有侧壁 118 和 120、包含在侧壁之间的提升表面 122 以及上部壳体 124，该上部壳体 124 在其中限定了与护罩 114 的内部连通的喷嘴 126。喷嘴 126 是二维收敛-发散喷嘴(如图 2 所示)7)，并且它们在每个提升元件的相应侧壁 118 和 120 之间延伸。

气流沿着升力元件 116 的升力面 122 流动，由此通过超音速气流的分离和再附着产生升力，这将在下文中更充分地讨论。相邻升力元件之间的裙部 112 的部分也可用于通过使超音速或亚音速气流沿着它们的上表面流动

本发明的提升装置由涡轮风扇型燃气涡轮发动机提供动力，该发动机位于护罩 114 内并输送超音速气体

来产生额外的升力。空气。箭头 127 表示进入护罩 114 以流过燃气涡轮发动机，箭头 130 和 132 分别表示流过升力面 122 和裙部 112 的超音速空气或气流。流经裙部 112 的气体从护罩 114 的内部经由喷嘴段输送。凡燃

气涡轮发动机是众所周知的典型结构，具有风扇和

压缩机单元 136、

134，其与护罩 114 的内部连通，以将气流输送到裙部 112 的表面。将会有类似的喷嘴 134

与相邻提升元件之间的每个裙部段相连。

现在参考图 2 图 6 示出了本发明装置的示意图。转弯-

147572534

燃烧器部分 138 和涡轮机 140。压缩空气从风扇中排出，通过收敛-发散喷嘴 126 输送，并沿着提升表面 122 流动。如将参照图 5 更详细描述(如图 7 所示)，超音速气流分离并重新附着到提升表面 122，从而在提升表面 122 上产生局部低压区域，由此由这些低压区域和提升装置底部相应区域上的 Δp -10 分压之间的差异产生垂直提升力。涡轮机排放气体或其至少一部分也可通过喷嘴 134，以超音速流流过裙部 112 的段，由此也产生升力。如果涡轮机排放气体以亚音速流通过裙部段(这将在裙部 112 的上表面上产生稍低于环境的压力并产生升力)，喷嘴 134 将会收敛；如果涡轮排气要以超音速通过裙部，喷嘴 134 将是收敛-发散的，裙部 112 的上表面将存在明显低于大气压的压力，这是由于气流的分离和再附着而产生升力，如母申请 Ser 中所述。编号 836, 393。

现在参考图 2 如图 7 所示，示出了一个喷嘴 126 和提升表面 122 的放大横截面轮廓。通过喷嘴 126 的气流 130 处⁷超临界压力比；也就是说，比值 P_0/P_0 (其中 P_0 是喷嘴 126 喉部上游的压缩风扇排气压力，而 P_0 是大气压力)大于 3，优选约为 10。在通过二维收敛- 35° 发散⁷嘴 126 后，气体自由膨胀并倾向于与导管壁分离。喷嘴 126 的上发散表面在物理上被限制在等于或略小于对应于自由分离点(直接边界层的 S1)的 40° 的长度。此时的压力低于环境压力，因此射流的局部自由边界受到横向压力梯度的作用，该压力梯度使流体流偏转，沿表面 45 流动 122，流体流的上边界用 136 表示。使流体射流偏转以沿着表面 122 流动的动作产生了从自由分离点 S_j 延伸到表面 122 上的点 R_t 的弯曲冲击 137。

导致超音速空气从喷嘴 126 的上表面分离的相同因素也受到沿着壁 122 膨胀的气流的影响，从而导致在 S2 点₄的分离，以在极低的压力下产生局部的空气夹带 138。夹带物 138 的投影区域中提升表面 122 上的低压比环境压力低得多。该低压区域有助于保持气流与表面 122 的对齐，并且还提供了相对于作用在提升装置底部的环境压力的基本垂直压力梯度 60，由此产生垂直提升。因此，沿表面 122 流动的超音速气流在点 S2₄分离，并在点 65 处重新附着，在这两点之间产生局部的非常低的压力区域，甚至接近真空，由此由于低压和高压之间的压差而存在垂直力不平衡



一个或一个以上

确保在表面 122 上,并且环境压力作用在表面 122 的后部,从而产生垂直升力。当然,应该理解,图 2 中描绘的轮廓 7 延伸跨过每个提升元件 116 的宽度,使得例如分离点 S2 和。再附着点实际上是延伸提升元件整个宽度的线,并且在壁 118 和 120 之间的提升元件的宽度上存在压差。

提升表面 122 在直线或平面上从喷嘴 126 的嘴 140 延伸到再附着点。如果这个直平面在这一点上继续,气流将保持附着在表面上,不会产生进一步的升力。然而,根据本发明,提升表面 122 的轮廓在点 R1 处向下弯曲或倾斜,使得段 122a 和段 122b 之间的夹角小于 180°。这种造型导致气流在点 R1 处进一步膨胀和/或第二次分离,并在点 Rj 处重新附着,从而导致第二低压夹带 142 和反射激波 144。类似地,该第二低压夹带 142 导致提升表面 122 的突出上表面处的极低压区域,以及由该第二低压区域和提升装置底部上的环境空气之间的压差产生的合力,从而显著增加垂直提升。

本发明的升降装置的姿态控制和可操作性很容易通过气动切换技术来实现。每个提升装置都设置有环境通气口 146,其一端与夹带区 138 直接连通,另一端通常是关闭的,例如通过阀 148。阀 148 与大气相连,当阀 148 打开时,压力比夹带体积 138 中大大降低的压力高得多的环境空气流入夹带体积 138,由此低压被破坏,气流从表面 122 分离。这种低压夹带的破坏和气流从升力面 122 的分离终止了该特定面 122 上的升力,并导致产生侧向转向推力分量。因此,可以容易地看出,然后相对于剩余的三个提升元件产生力不平衡,导致提升装置的姿态或方向发生变化。阀 148 的关闭切断了环境空气的流动,并允许超音速流返回到表面 122,用于传统上存在于垂直提升装置中的再创造。因此,车辆在不使用时很容易隐藏,如果需要在地面上移动,也很容易运输。此外,由于大部分(如果不是全部的话)风扇空气和涡轮废气被向外引导,而不是直接向下朝向地面,所以

低压容积 138。很容易理解,排气阀 148 可以以任何期望的顺序或组合打开或关闭 55,以产生期望的姿态控制和提升装置的可操作性。

可以设想,用于货物或乘客的装载舱将安装在裙部 60 112 下方(如图 1 所示)6),根据升降机的预期用途,该隔间可以是任何期望的形状。在本发明中,通过使用程序控制的通风阀,可以很容易地实现姿态控制和机动性,这使得车辆非常紧凑,不需要任何主旋翼和

尾翼系统, $0^{\circ} \leq \theta < 180^{\circ}$

基本上消除了地面侵蚀效应和将载有灰尘的空气注入发动机,这两者都是传统垂直提升装置的问题。因此,本发明的升降装置可以容易地从未准备好的着陆点使用,从而进一步提高其实用性。

本领域的技术人员还将容易理解,虽然通常十字形阵列中的四个提升元件 116 被示出为优选的布置,但是可以使用三个或更多个中的任何数量,优选地围绕车辆等间距,具有可比较的结果。

虽然已经示出和描述了优选实施例,但是在不脱离本发明的精神和范围的情况下,可以对其进行各种修改和替换。因此,应当理解,本发明是通过说明而非限制的方式进行描述的。

声称的是:

1. 一种用于产生垂直提升的提升装置,该提升装置包括:

身体部分;

多个提升元件,其从所述主体部件大致径向延伸并围绕所述主体部件周向间隔开,每个所述提升元件具有提升表面;

与每个所述提升元件相关联的喷嘴装置,用于以超音速将气流输送到每个所述提升表面,每个提升表面相对于其相关联的喷嘴装置定位,以通过所述气流相对于每个提升表面的分离和再附着而在每个所述提升表面处产生低于环境压力的区域;

和

连接到每个所述提升元件的控制装置,用于选择性地破坏提升表面的负压。

2. 如权利要求 1 所述的提升装置,其中:

所述主体部件是大致环形的构件;并且其中

所述多个提升元件包括至少三个围绕所述构件等距隔开的提升元件。

3. 如权利要求 1 所述的提升装置,其中所述喷嘴装置包括:

连接到每个所述提升元件一端的收敛-发散喷嘴。

4. 如权利要求 1 所述的提升装置,其中:

所述主体部件是大致环形的构件;并且其中

所述多个提升元件包括以十字形阵列围绕所述构件等间距分布的四个提升元件。

5. 如权利要求 1 所述的提升装置,其中每个所述提升表面包括:

从所述喷嘴装置延伸的第一部分;和从所述第一部分延伸并相对于所述第一部分以小于 180° 的夹角倾斜的第二部分。

一个或一个以上

6. 如权利要求 1 所述的提升装置，其中每个所述提升元件包括：

界定所述提升表面的一对侧壁；和用于所述喷嘴装置的外壳。

7. 如权利要求 1 所述的提升装置，其中所述控制装置包括：

阀装置，其被连接以将高于低于环境压力的气体输送到所述低于环境压力的区域。

8. 如权利要求 1 所述的提升装置，其中所述控制装置包括：

阀装置，其被连接以将环境空气排放到所述低于环境压力的区域。

9. 如权利要求 8 所述的提升装置，包括：

用于以相对于环境压力的临界压力比向所述喷嘴装置输送加压气体流的装置。

10. 如权利要求 1 所述的提升装置，包括：燃气涡轮发动机装置，用于将气流输送到

所述喷嘴装置处于临界压力比。

11. 如权利要求 10 所述的提升装置，其中：

所述燃气轮机装置是风扇发动机；并且包括用于将空气从所述发动机的风扇排放到所述喷嘴的装置。

12. 如权利要求 10 所述的提升装置，包括：

第二喷嘴装置，用于从

所述发动机在所述提升元件之间沿着所述主体部件的上表面流动以产生提升。

13. 如权利要求 1 所述的提升装置，其中所述主体！5 组件包括：

装载舱。

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

[54]具有垂直起飞和着陆能力的飞机

[76]发明人: 塞缪尔·爱德华兹, 新泽西州纽瓦克王子街 212 号 07102

[22]存档: 1970 年 6 月 30 日

[21]应用编号: 51, 161

3 067 967	12/199x^	巴尔.....	244/12 摄
2 777 649	1119^7	威廉姆斯.....	244/23 摄
3 507 461	4/1970	Rosta.....	244/12 摄氏度
3437290	4/1969	诺曼.....	244/23 摄氏度
3432120	3/1969	格雷罗.....	244/93

主考官——杜安·雷格尔助理考官——卡尔·拉特利奇
奇律师——波普、贝恩、波比斯和吉尔菲兰

[52]美国 CI 244/12 C

[51]Int. 铸铁..B64c 17/02, B64c 29/00

[58]搜索范围 244/12, 23, 93, 12 R, 244/12C, 12D, 36, 40, 1 R, 1 SS, 1 SA, 1 SB, 6, 7 R, 7 A, 73, 74

[56] 引用参考文献

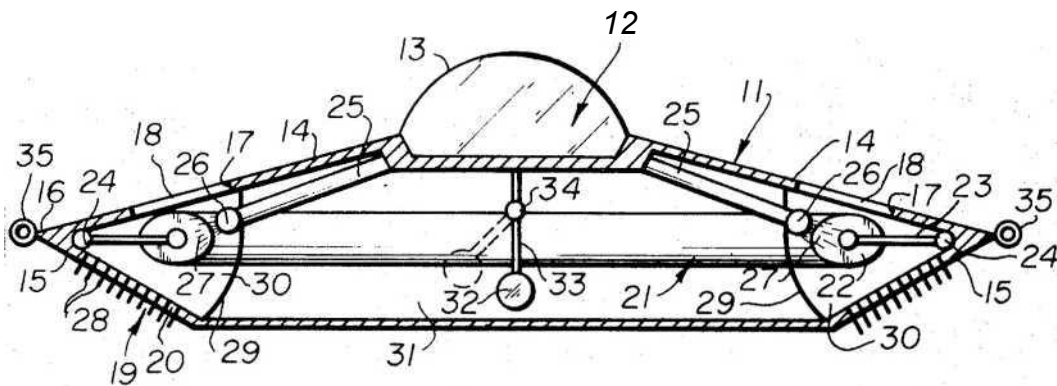
美国专利

3 632 065	1/1972	罗斯塔.....	244/12 摄
3, 335, 976	8/1967	卡普斯.....	244/23
3 123 320	3/1964	屋圣.....	244/12 摄

[57]摘要

一种具有垂直着陆和起飞能力的飞机, 包括: 定子, 该定子具有用于控制装置的壳体以及用于操作人员的驾驶舱; 以及涡轮状转子, 该转子由安装在定子上的反作用射流驱动, 该涡轮转子在定子的上表面上具有进气口, 在定子的底部具有出气口, 该出气口具有用于为控制目的定向偏转出气口的装置; 定子还包括重量装置, 该重量装置沿定子的垂直轴安装, 并可从垂直轴径向移动。

6 权利要求, 3 图纸。数字



已获专利的 AUG 71973 3, 750, 980

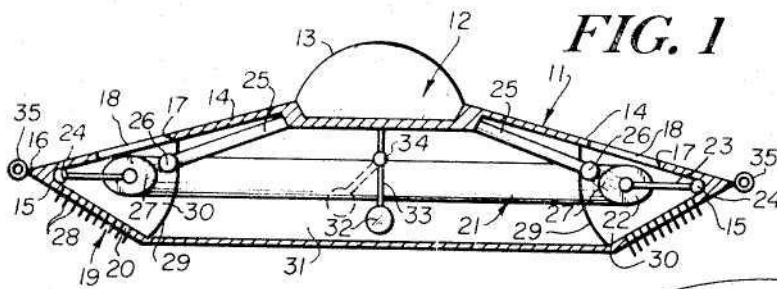


FIG. 2

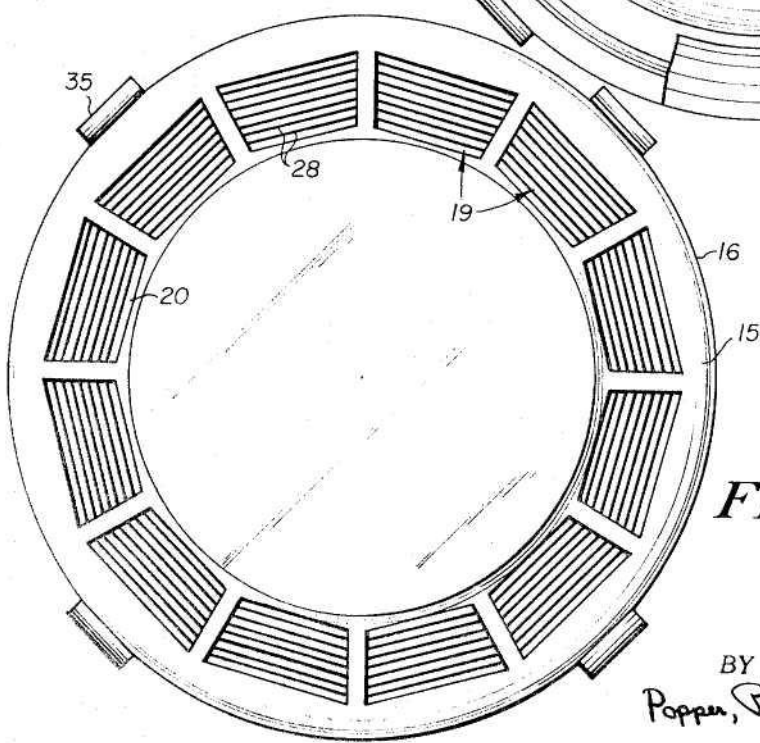
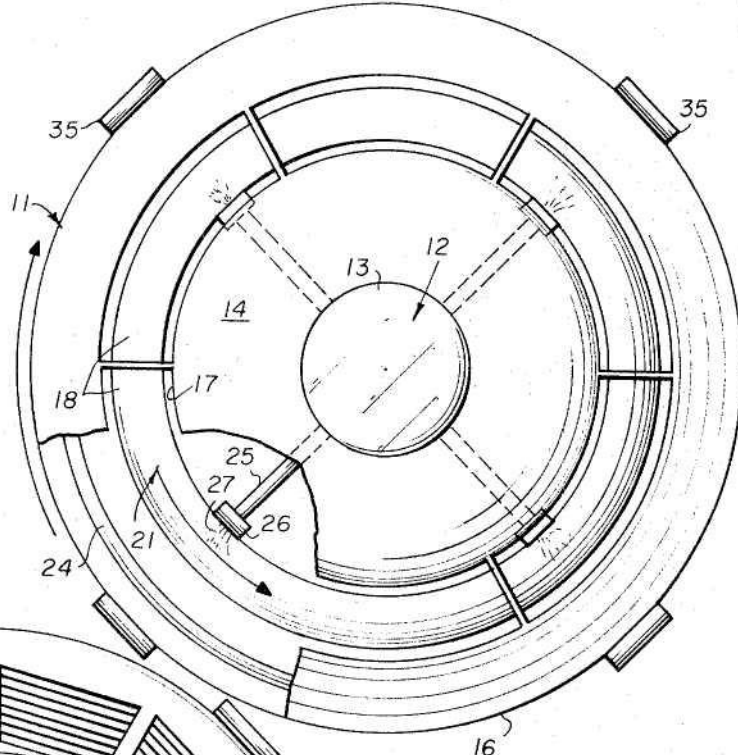


FIG. 3

INVENTOR.
SAMUEL L. EDWARDS

BY
Popper, Bain, Bobie & Gillfillan
ATTORNEYS

具有垂直起飞和着陆能力的飞机

发明背景

许多垂直起降飞机是已知的。有些直升机的特点是至少有一个可水平旋转的叶片，用于向下推动空气以克服重力阻力。其他的是有推进装置的固定翼。由传统的内燃机或涡轮驱动的螺旋桨或喷气发动机，这些发动机可独立于固定翼或与固定翼同时旋转。在其他固定翼飞机中，喷气发动机产生的喷流可向下偏转，以克服重力阻力。

在所有垂直起飞和着陆的飞机中，控制，特别是在固定翼飞机的亚飞行速度下，是极其关键的，在许多情况下是危险的不稳定的。此外，垂直起降飞机的气动结构特性不符合高速固定翼飞机的气动要求。

它是其中的对象。和优点，以提供一种完全空气动力学稳定的飞机，该飞机具有垂直起飞和着陆能力以及高速、空气动力学稳定的直线飞行能力。

本发明的另一个目的是提供一种如前所述的飞机，其中推进力由环形可旋转涡轮产生，该涡轮能够以相对较高的速度相对于飞机的垂直轴线垂直向下推动非常大量的空气。

本发明的另一个目的是提供一种如上所述的飞机，其中涡轮或转子由喷气或火箭推进装置驱动。

本发明的另一个目的是提供一种如上所述的飞机，其中可以通过偏转涡轮机的出口气流或重量位移或两者的组合来打破飞机的垂直平衡来实现控制。

发明概述 45

一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机，包括：定子；安装在定子内并与其同轴的环形可旋转涡轮；安装在定子上的反作用射流装置，来自所述装置的反作用射流冲击涡轮以产生旋转，定子具有位于涡轮上方的进气口和位于涡轮下方的排气口；位于排气口中的空气偏转装置；以及位于定子上的旋转反作用装置。定子定位成平衡喷射装置和涡轮机的旋转反作用力。

发明的优选实施例

前述目的和优点以及其它目的和优点可以通过本文要求保护的飞行器来实现，其优选实施例在附图中示出，其中：

图图 1 是飞机的侧视截面图；

图图 2 是飞机的部分剖开的俯视图；和

图图 3 是飞机的仰视图。

现在详细参考附图，飞机包括定子 11，定子 11 为具

有圆形外围结构的宽圆盘形²定子 11 包括由透明罩覆盖的驾驶舱 12

13. 定子 11 类似于厚机翼飞机的机身，包括通常向外和向下倾斜的环形顶壁 14 和环形向内和向下倾斜的底壁 15。顶壁 14 和底壁 15 在外围 16 处彼此形成或接合。

顶壁 14 设置有开口 17，开口 17 围绕飞机的周边间隔开，并且靠近顶壁 14 和底壁 15 之间的接合处。优选地，除了延伸穿过环形开口 17 的径向结构构件 18 之外，开口 17 围绕壁 14 的周边是连续的。

类似地，底壁 15 设有开口 19。开口 19 类似于开口 17，因为开口 19 优选围绕仅被结构构件 20 中断的飞机的大致周边环形延伸。环形涡轮 21 安装在定子 11 内，涡轮叶片 22 通常位于开口 17 和 19 之间。涡轮机 21 设有安装肋 23，该安装肋 23 径向向外延伸到定子 11 的顶壁 14 和底壁 15 之间的接合处。位于肋 23 径向向外端的轴承 24 在可旋转涡轮 21 和定子 11 之间提供了低摩擦安装。

定子 11 设有多个从驾驶舱 12 向外延伸并终止于涡轮机 21 内部的径向臂 25。每个臂 25 在其径向向外的端部设有喷射气流产生装置 26。喷射气流 27 以这样一种方式指向涡轮 21 的上部，即在涡轮中诱发和产生旋转。

定子 11 的顶壁 14 中的开口 18 用作涡轮机 21 的空气入口。类似地，定子 11 的底壁 15 中的开口 19 用作涡轮机 21 的空气出口。借助于由喷射装置 26 产生的涡轮 21 的快速旋转，空气通过空气入口 17 被向内吸入，并在高速下通过空气出口 19 被向外推动。空气出口 19 设置有空气偏转叶片 28，该叶片可响应驾驶舱 12 中的控制而移动。

定子还设有内壁 29，将涡轮室 30 与定子 11 的其余部分隔离开。壁 29 还在定子 11 中限定了第二腔室 31，该第二腔室可以在底部封闭或者根据需要打开。室 31 可以为飞机提供额外的运载空间。

在操作中，喷射装置 26 可以是火箭或传统的涡轮喷射器，其被通电，使得喷射气流 27 接合。涡轮 21 的涡轮叶片 22。涡轮 21 快速旋转，通过空气入口 17 吸入空气，并通过空气出口 19 以高速将其排出。为了控制空气通过出口 19 的方向，叶片 28 可以选择性地在定子 11 上的不同位置移动。因此，大部分空气可以被向下推动，以克服重力，垂直向上提升车辆。当需要平移运动时，一些叶片 28 可以定向成使空气更径向向外偏转，从而产生水平矢量。另外，。如果所有叶片 28 都处于位置

禁止转载

3

为了使空气在对称的基础上径向向外偏转,升力的垂直矢量将减小,而不会产生不平衡的水平矢量。

另一种控制方式也在附图中示出,并且包括安装在轴上的重物 32

33 在定子 11 的垂直轴上。万向节

34 从驾驶舱 12 内控制可以从定子 11 的垂直轴移动重物 32,如图 2 中虚线所示 1.重物 32 的位移导致定子 11 根据重物的径向位置围绕选择的水平轴旋转。这又导致定子 11 倾斜,产生用于平移飞行的力矢量。

用于在涡轮机 21 中产生旋转 15 的喷射装置 26。也在定子 11 中产生旋转反作用力。必须克服这些旋转反作用力,否则定子将倾向于沿与涡轮机 21 相反的方向旋转。为了克服这些旋转反作用力,多个平衡射流 35' 安装在定子 11 的外围。喷嘴 35 对喷嘴 26 产生平衡力。此外,叶片 28 可以旋转偏转,以提供一些反向旋转力来克服射流 26 产生的反作用旋转力。

前面的描述仅仅是为了说明本发明的一个实施例。已经显示和描述了组成部分。它们中的每一个都可以具有替代物,这些替代物可以基本上执行 sim- 30 ilar 功能;这种替代物可以被称为所述组分的合适替代物,并且在本发明之前可能已经“实际上”被已知或发明。

声称的是:

35

1. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 通常中空的外壳,
 - b. 环形涡轮, 安装用于在外壳, 40
 - c. 安装在外壳内以撞击所述射流的固定反应射流装置。在涡轮机上,
 - d. 该壳体具有紧邻涡轮机上方的上部空气入口开口装置和紧邻涡轮机下方的下部空气出口开口装置 45
 - e. 喷射装置使涡轮机产生足够的旋转,以引起产生升力的空气流向下通过上部空气入口开口装置,并向外通过下部空气出口开口装置,从喷射装置排出的废气向下流动 50°

通过下部空气出口开口装置向外,

- f. 下部空气出口开口装置中的空气偏转装置, 以及
- g. 外壳上的旋转反作用装置, 其定位成平衡所述固定反作用喷射装置和导管的旋转反作用力。
2. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 根据权利要求 1 的结构, 其中,
 - b. 所述空气偏转装置是可调节地移动的, 以偏转从下部出口开口装置喷出的所述空气流, 足以对抗由所述喷射装置和涡轮在外壳中引起的旋转反作用力。
3. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 根据权利要求 1 的结构
 - b. 用于相对于涡轮机径向移动飞机重心的装置, 包括安装在延伸穿过飞机标称重心的垂直轴上的配重装置, 所述配重装置可在垂直和水平平面上移动。
4. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 根据权利要求 1 的结构, 以及
 - b. 外壳中的导管, 该导管在所述上部空气入口开口装置和下部空气出口开口装置之间延伸,
 - c. 涡轮机位于开口装置中间的导管内。
5. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 根据权利要求 2 的结构
 - b. 用于相对于涡轮机径向移动飞机重心的装置, 包括安装在延伸穿过飞机标称重心的垂直轴上的配重装置, 所述配重装置可在垂直和水平平面上移动。
6. 一种具有垂直起飞和着陆能力的飞机,
 - a. 根据权利要求 5 的结构, 其中
 - b. “控制装置”包括用于所述轴的通用安装装置, 所述轴可在垂直和水平平面上同时移动。

55

60

65

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利
杂色的

3, 774, 865 欧元
[45]1973 年 11 月 27 日

[54]飞碟

[76]发明人: 鲁阿·维斯康德·平托
奥洛·普雷托, 63 岁, 巴西里约热内卢

[22]存档: 1972 年 1 月 3 日

[21]应用编号: 214, 653

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续。第 40, 596 号, 1970 年 5 月 26 日, 废弃。

[52]美国 Cl... 244/23° C, 244/42° CG

[51] Int. Cl..... B64c 29/00

[58]搜索范围 244/12 R, 12 C, 23 R,
244/23° C, 62 XR, 1° SS; 310/5, 6

[56]引用的参考文献

美国专利

2, 949, 550 8/1960 棕色 244/62 XR
3,022,430 2/1962- Brown.. '..... 310/5
3,022,963 2/1962 Frost et al ' 244/15 3,339,863..9/1967
Nicklas et al 244/1..... SS
3,614,481 10/19^7^1 F^jlliidj^v..... 310/6
3,632,065 1/1972 Rosta..... 244/12 C

FOREIGN PATENTS OR APPLICATIONS

678,700 11/1959 Canada..... 244/23 C

其他出版物

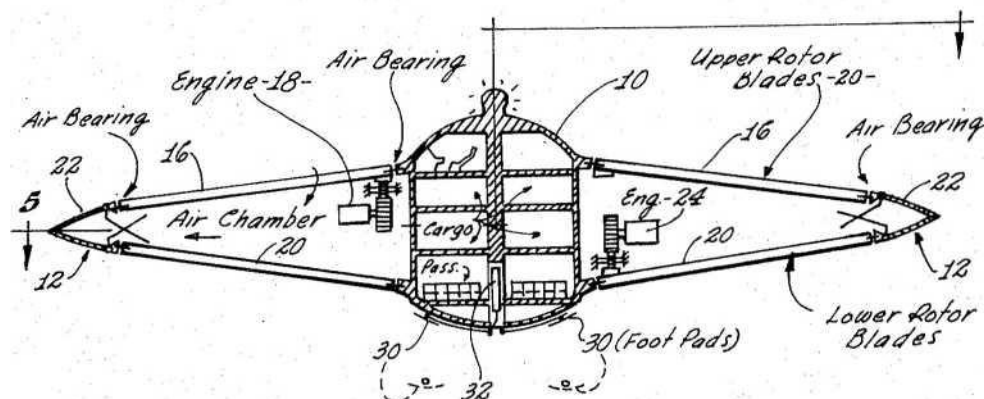
格拉夫, R. F. 《现代电子词典》; 第三版。
p.569.

主考官——杜安·雷格尔助理考官——耶稣·德·索
特洛律师——基思·德·比彻

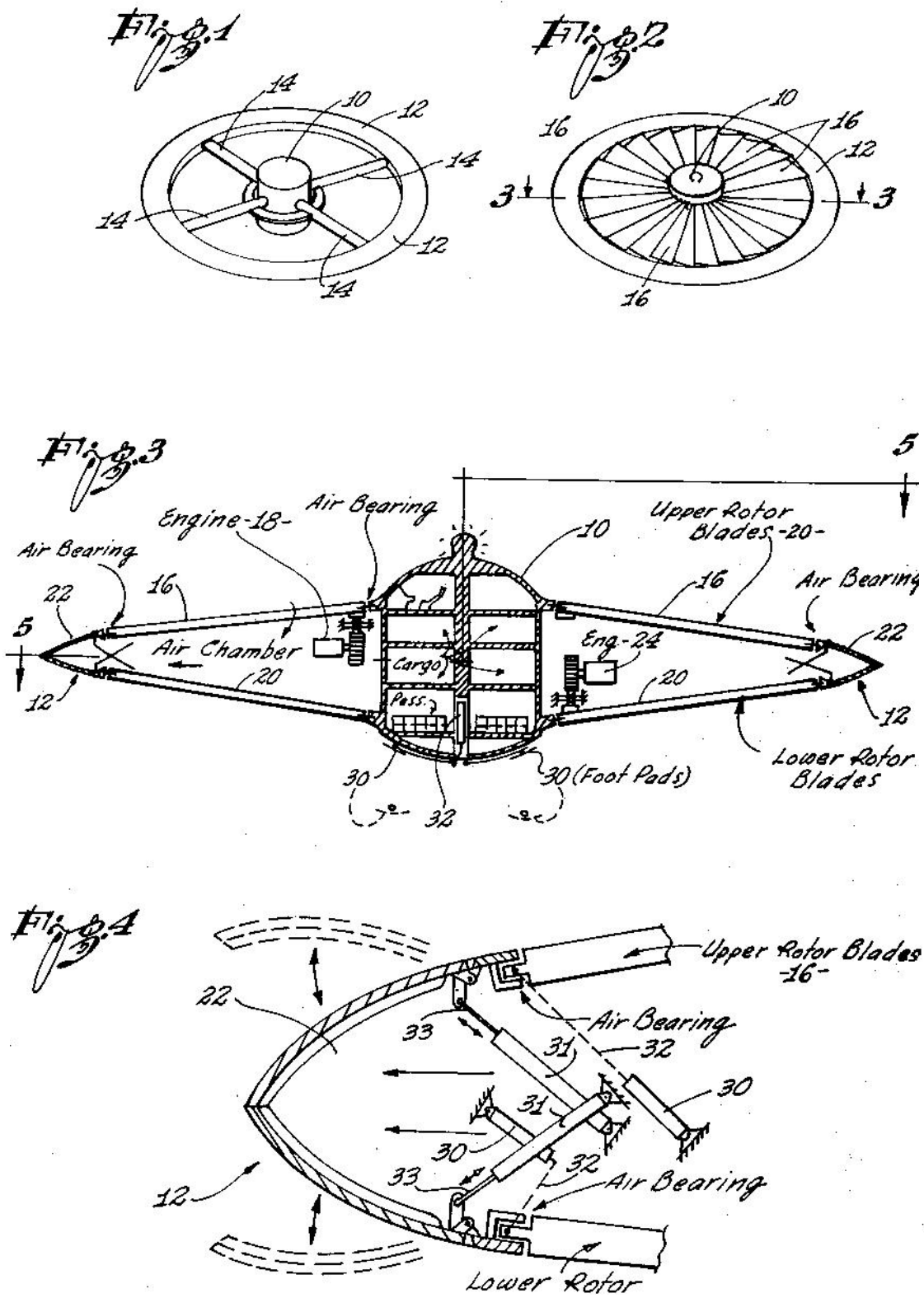
[57]摘要

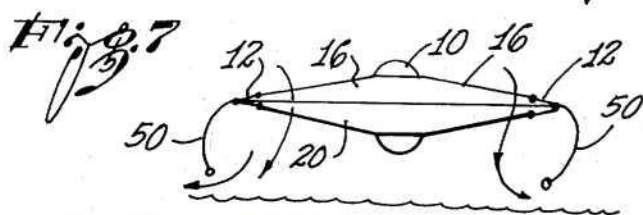
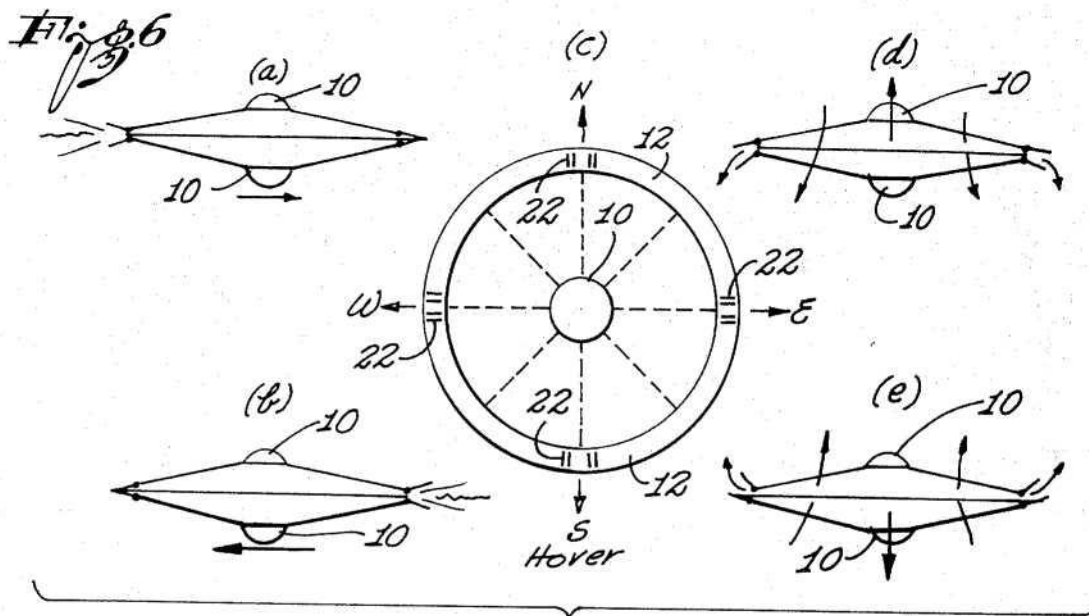
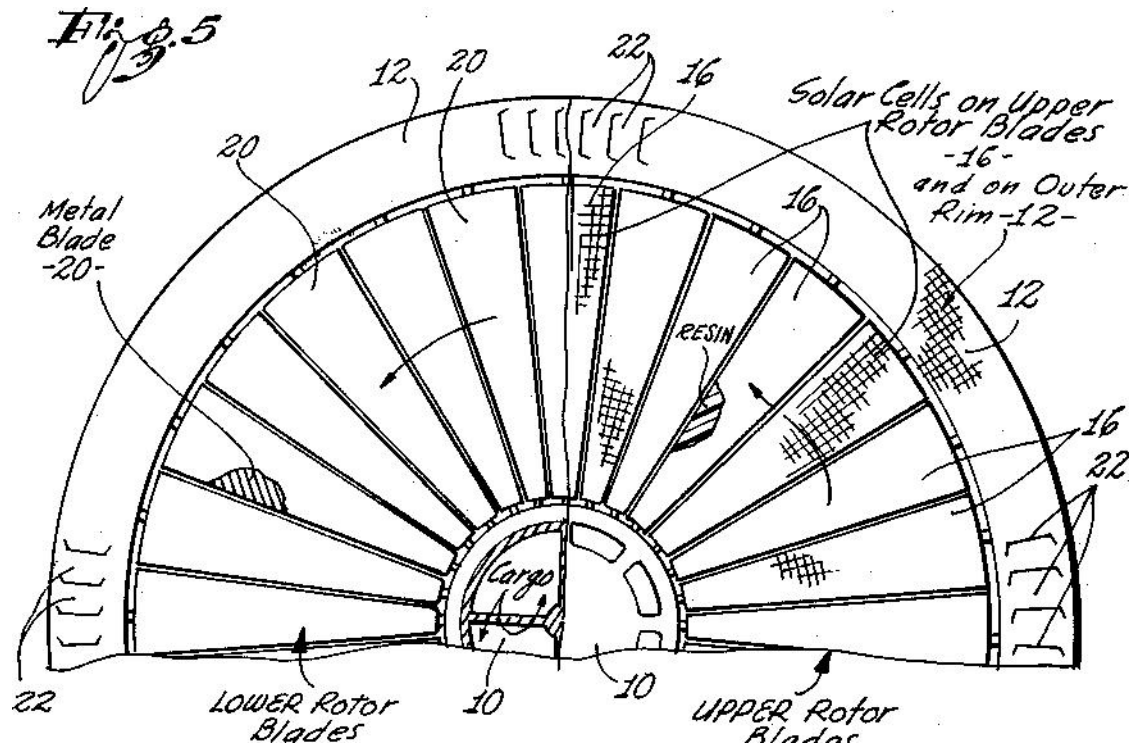
提供了一种飞碟型飞机或水上交通工具, 其可以采取玩具的形式, 或者实际的全尺寸载客和载货交通工具的形式。本发明的车辆包括环形主体, 该环形主体包括外轮缘部分和内轮毂部分, 以及上组和下组旋翼直升机状叶片, 每组形成成为盘形构造, 并且可在轮毂和轮缘之间的环形空间中绕轮毂的中心垂直轴线旋转。直升机叶片安装在机身内的流体轴承上, 由涡轮驱动旋转。两组直升机桨叶在其间限定了加压室。排气口设置在轮缘上, 一旦车辆在空中, 排气口可以选择性地打开以控制车辆的姿态, 以及操纵和控制车辆的运动方向。旋翼直升机叶片的螺距是可控制的, 使得前述腔室中的加压流体可以被引导通过组件的顶部或底部, 以控制车辆的提升或下降。

5 项权利要求, 12 幅图纸



QQ475725346
禁止转载





QQ475725346

一个或一个以上

Fig. 4A

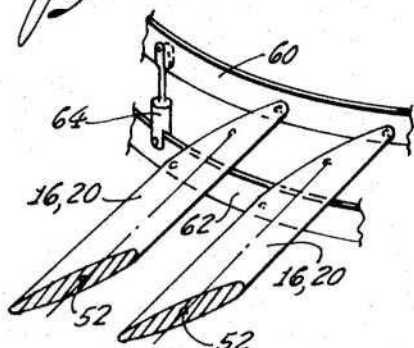


Fig. 4B

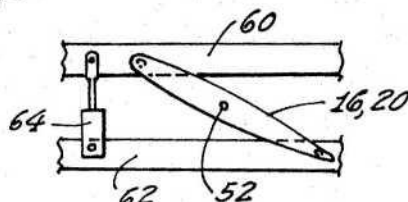


Fig. 3A

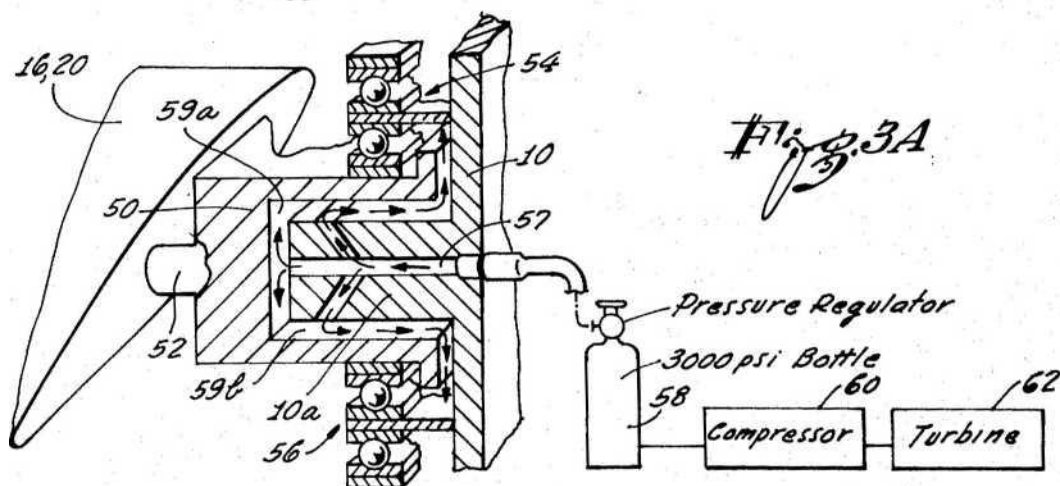
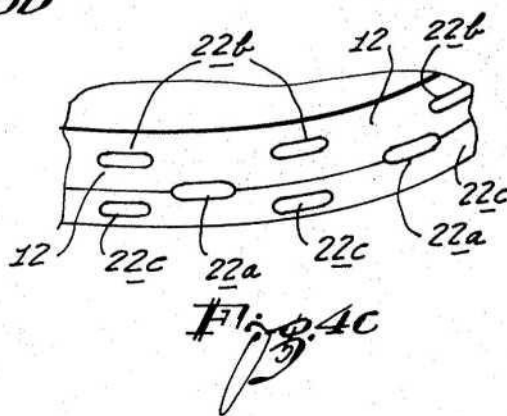
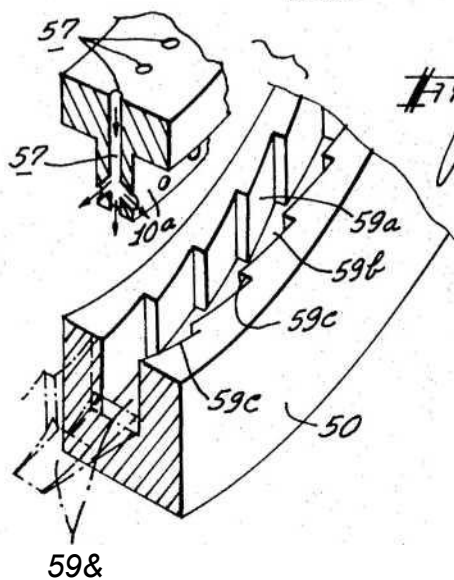


Fig. 3B



O Q475725346

禁止转载

飞碟。

..交叉引用。相关应用

本应用程序是部分内容的延续。共同未决申请服务。第 40, 596 号, 已存档。1970 年 5 月 26 日。以本发明人的名义。现在被遗弃了。

发明背景

老样子。现在。日间飞机包括机身和。一对翅膀, 翅膀是连着的。机身和。在其两侧向外延伸。这种飞机。正常推进通过。空中。安装在螺旋桨或喷气发动机上的装置。机翼, 或者飞机上的其他地方。今天。直升机, 开始。。另一方面, 它包括一个中央舱, 旋转叶片支撑在舱的上方。拥有。可控音高。为直升机提供升力和定向运动。

盘形车辆是。也是本领域已知的, 其结合了一些。的原则。现在的直升机, 通常被称为“飞碟”例如, 在加拿大专利中描述了这种车辆。678700 号。其于 1964 年 1 月 28 日发布; 以及在美国专利中。-没有。3, 395, 876 和 3, 437, 290。。然而, 在现有技术的车辆中遇到了困难, 例如所描述的那些。在-前述。专利, 提供适当的手段。用于驱动车辆中的旋转直升机叶片, 而不会过度增加“车辆”的重量或复杂性。驱动机构。困难也一直存在。在为车辆提供“足够的姿态控制”和“足够的俯仰控制”时遇到。因为它的。直升机桨叶。

本发明的车辆与前述现有技术的车辆一样。专利, 合并一些。的。现代直升机的原理。-那个。车辆。待描述的有一个圆盘形的“飞碟”。配置, 以及。。它能垂直上升和下降, 也能悬停在固定高度上。地点。此外, 车辆..“本发明”表现出极好的机动性, 当它在空中时, 可以很容易地向任何希望的方向飞行。该车还集成了简单有效的姿态控制。此外, 本发明的车辆可以被构造成展示两栖特性。并被推到。水面; 或者可能。如果需要, 甚至可以潜水。

下面将要描述的本发明的实施例避开了太阳能电池形式的附加特征和直接安装在太阳能电池上的静电产生装置。直升机桨叶, 以构成交通工具的电源, 同时也是一种促进交通工具在空中或水中运动的手段。这是“一个重要的特征, 因为在所考虑的车型中, 重量是一个‘溢价’, 也是一个合适的‘动力源’。通常需要过多的重量。-根据将要描述的结构, -车辆本身运行。作为一个发电源, 以便在没有“显著增加”的情况下获得足够的电力。体重。

那个。本发明的碟形飞行器, 如人如上所述, 包含两个。成组的旋翼类似直升机的叶片。'在特定实施例中

和快速的方式。合适。空气轴承..的主体。车辆状

况。去。为其提供简单的低摩擦旋转支撑。如前所述。转子。刀片被驱动。在。a.简单和。。高效 5 方式。涡轮。意思是“空气轴承”。通过这样的驱动。的总重量。车辆维护在。“最小”, 因为它的机械复杂性。

作为。也可以解释为“上层”。越来越低。车辆的 10 组旋翼-直升机桨叶在中心轮毂之间的环形空间中限定了一个封闭的腔室。还有。外轮缘。。这个腔室通过改变喷嘴的螺距来加压。转子叶片, 所以通过的空气量。向下或。向上通过 15, 可以控制腔室。控制上升或下降。车辆下降。

还有通风口。提供。在边缘。-可选择性打开的车辆。创造加压喷射。作为。那个。腔室内的加压流体通过 20。通过打开的通风口, 从而控制姿态。机动性, 和行驶的“方向”: 车辆, 以一种简单易行的方法。上述“姿态”控制通风口, 从上部 25 和之间的腔室供应加“流体。直升机桨叶的下组。“对车辆轻微或微妙的运动有用”附加的姿态和机动性控制通风口。由适当的压缩机向轮辋提供高压流体。例如, 用“车辆的 30 次快速移动。

发明概述

答。飞碟。。直升机型车辆是。-提供..其在转子 35 叶片和车辆“架”之间没有机械连接。其中转子叶片由空气轴承悬挂。还有。由空气涡轮驱动旋转。--姿态控制--。车辆已完成。从汽车边缘喷出的压缩空气射流。可以是选择性的。-受控..到 40 号直道。选定车辆。方向还有去。控制。车辆的姿态。这项发明的这些特点使它在经济上和工业上都是可行的。

45 简要说明。的。图纸

图图 1 是的顶部透视图。-基础。的框架结构。发明;

图图 2 是示出碟形的一个“施例”的顶部透视图。发明的载体;

图图 3 是图 1 的实施例的横截面- 2, -沿图 3-3 线截取- 2, 以及相对于图 2 的放大比例 2;

无花果。图 3A-3B 和 3B 是示出了一个实施例的部分的局部透视图。空气。涡轮。用于驱动支撑飞行器直升机桨叶的旋翼;

图图 4 是局部剖视图。一个。放大比例, 并示出了用于控制的适当机构 60。上述直升“旋翼桨叶的螺距, 以及。-用于选择性地打开和关闭车辆边缘的通风口。态度和机动性。控制;

图 4A 是一个碎片。透视图示 65 示出了用于。控制上述直升机桨叶的螺距;

图图 4B 是图 4 的机构的局部正视图 4A;

禁止转载

described herein, these blades are mounted in a simple

QQ475725346

图图 4C 是车辆轮缘一部分的局部正视图，示出了机动在轴头和转子环 50 之间，不仅用作转子的空气轴承，性和姿态控制喷流所来自的各个排气口的位移；还用作涡轮。涡轮机用于驱动转子 16 和 20 绕轮毂 10

图图 5 是车辆的一部分的局部俯视图，局部剖开以显示的垂直轴线旋转。从短管 10a 中的通风口流出的压缩空气射流与三组不同的涡轮叶片 59a、59b 和 59c 共同

无花果。6A-6D 是显示本发明的车辆可以在其中操纵的作用，这三组涡轮叶片形成在转子环 50 中的外围凹槽的底部和侧壁上。以这种方式，提供了三向空气轴承

maner 的示意图；和
图图 7 示出了具有可缩回的柔性裙部的车辆，该裙部可涡轮机，其将转子环 50 支撑在空气膜上，并且还围绕以从轮缘降低以允许车辆悬停，例如，紧密地悬停在水体轮毂 10 的垂直轴线驱动转子环 50 和附接的转子叶片 15 16。可在轮毂 10 的上端和下端设置双空气轴承涡轮机，

用于分别驱动转子叶片 16 和 20，出于相同目的，可在外缘设置双空气轴承/涡轮机组合。

如图 2 示意性所示如图 3A 所示，压力源 58 可以是空气瓶的形式，其通过压缩机 58 建立在 3000 磅/平方英寸的压力下，压缩机 58 又可以由适当的涡轮 62 驱动。

图示实施例的详细描述

图 1-3 所示的碟形飞行器例如，如图 1-3 所示，包括中直升机叶片 16 和 20 的桨距可以由适当的控制机构心毂 10 和外缘 12，它们一起构成飞机的机身。轮毂 10 控制，例如图 1 所示的气缸 304，它们通过适当的连杆和轮缘 12 都具有圆形构造，并且它们通过例如多个径向 20 32 连接到不同的叶片上。气缸 30 可以以任何合适的方支柱 14 以同心关系安装，如图 1 所示 1. 轮圈和支柱可以式被致动，以便为上部组的叶片 16 或下部组的叶片 20 是中空的，并填充有轻质气体，以帮助车辆的浮力。提供任何期望的螺距，从而控制车辆的上升或下降。

车辆轮毂和轮缘之间的环形空间由上部一组直升机状直升机叶片 16 和下部一组直升机 30 旋翼叶片 20 包围。25 示，叶片 16 和 20 可以分别支撑在相应组中每个叶片组叶片在它们之间形成一个增压室，如图 2 所示 3. 所述腔每端的环 60 和 62 之间。环 60 和 62 之间的间距可以由室的外缘是密封的，以便腔室可以被加压，原因将在后面合适的液压气缸 64 控制，该气缸 64 像气缸 30 和 31 一样，可以由任何合适的装置控制，以便控制环 60 和解释。

旋翼直升机状叶片 16 的上部盘状组(图 2)从轮毂 10 朝 62 之间的间距，以及叶片 16 和 20 围绕它们各自的轴向轮缘 12 径向向外延伸，叶片 16 可围绕轮毂 10 的中心 52 的最终旋转。

垂直轴线在一个方向上旋转。转子叶片 16 例如由空气涡轮 22 的排气孔组设置在轮缘 12 中，并且这些轮机驱动，如下所述。下组旋翼直升机叶片 20 从毂 W 的排气孔可以以图 1 所示的方式定位 4C。具体地说，某下端径向向外延伸至轮缘 12，并且下叶片可围绕毂 10 的一些通风口 22a 位于轮缘的末端，因此当这些通风口打垂直轴线在与叶片 16 相反的方向上旋转。直升机叶片 20 开时，产生的空气射流在车辆的总平面内径向延伸。其他通风口 22b 设置在轮圈 12 的上表面，使得当通风

如图 2 和 3 所示例如，如图 3A 和 3B 所示，直升机叶片 17 22b 被选择性地打开时，从车辆平面向上延伸的空 16 实际上在其内端安装在转子环 s0 上，该转子环 s0 可旋气射流从那里发出。在轮缘的下表面还设置有另外的转地支撑在空气轴承中，用于绕径向外围短轴旋转。10a 通风口 22c，当后一个通风口被选择性地打开时，产生在轮毂 10 上；该短截线与轮毂的中心垂直轴同心。下叶的空气射流从车辆的平面向下延伸。如将要描述的，片 20 被支撑在类似的环上，该环绕毂 10 下端的类似的短喷嘴 22a、22b 和 22c 的选择性打开提供了一种有效的轴旋转。上组和下组中的每个叶片 16 和 20 通过例如轴 52 手段来控制飞行器的姿态，以及操纵飞行器和控制其支撑在环 50 上，使得各个叶片可以绕其纵向轴线旋转以飞行方向。

控制其螺距。叶片 16 和 20 的外端也支撑在类似于环 50 排气孔 22a、22b 和 22c 可以通过气缸(例如气缸 31)的相应转子环中，用于在轮缘 12 处的类似空气轴承中旋和适当的连杆 33 选择性地打开和关闭，例如，如图 1 转。球轴承 54、56 也安装在轮毂 W 上，以在车辆静止时所示 4. 某些排气口 22 可以连接到轮毂 10 和轮缘 12 之间的腔室内部，使得当这些排气口打开时，腔室中的

例如来自加压源 58 的高压压缩空气被驱动通过涡轮 10a 加压流体通过打开的排气口作为射流排出。例如，当位于轮缘 12 外围的选定环形位置的喷嘴 22a 打开时，空气-

55

60

65

ral stub 10a and into the spa

725346



3, 774, 865

好的，好的，或者东部时间

手艺。导致在期望的方向上移动。另外-

；“船的姿态是可以控制的。或者

当选择通风口 22b 和 22b 时，可以操纵车辆。22c 在上部或打开。<轮辋的下表面。其他的。通风口可以直接连接

连接到高压压缩源，用于车辆的“快速测试”或“机动性”。转子叶片 16 和 20 之间的腔室可以从任何合适的来源加压。

在通风孔 22 的控制下，车辆的各种运动在图 1 的示意图中示出 6。例如，在图 1 中 6A，左手组的上部和下部通风口 22b 和 22c 打开(或通风口 22a。被打开)以使车辆向右移动；在图 6B，右侧组的上通风孔 22b 和下通风孔 22c(或“通风孔 22a”)。以使车辆向左移动。在图 6C，所有的下部通风口 22c 都打开以引起。将车辆悬停在特定位置。在图 6D，所有的上部通风口 22b 都关闭了，所有的。下部通风口 22c 打开，并且上部和下部直升机叶片 16 和 20 的螺距被调节到一个位置，使得空气通过轮毂 10 和轮缘 12 之间的环形室的顶部被吸入，并且通过室的底部排出，并且通过下部通风口 22c 排出，如箭头所示，

以便。因为。车辆直接向上移动。在图 6E，调整直升机桨叶的螺距。上部通风口 22b 打开，从而出现相反的情况，车辆直接向下移动。如上所述，可以控制飞机的姿态，例如俯仰和滚转。通过选择性地打开不同组的上部和下部通风口。

。在。车辆。如上所述，直升机桨叶的驱动和支撑相对简单且经济可行。同样，叶片的桨距控制是通过相对简单的机械装置实现的，该机械装置可以用本领域已知的多种方式进行远程控制。如上所述的结构，当通过环 60 和 62 实现控制时，上转子叶片 16 对所有叶片都具有同步螺距，下叶片具有同步螺距，如结合图 6 和 7 所述 4A 和 4B。由于所有叶片之间完全对称的螺距，它们具有陀螺效应，这有助于稳定和驾驶车辆。

又一个。上述结构的特点是。上叶片 16 和下叶片 20 可以以不同的相对速度旋转，并且它们的驱动相互依赖。这增强了车辆的安全性，因为上叶片 16 可以单独驱动，下叶片 20 可以单独驱动，或者两组叶片都可以驱动。此外，车辆可以在叶片静止的情况下运行，并且通过上述通风口的选择性控制来运行。

如图 2 所示如图 5 所示，太阳能电池可以设置在上部直升机桨叶 16 和外缘 12 上，以及顶部的任何其它可用空间上。以便太阳能可以被转换成电能供车辆使用，并被适当地储存。电能可以以已知的方式存储在电容器中，并直接用于驱动空气压缩机的电动机，或者为车辆提供其他电能。^

同样，上叶片 16 的下表面可以金属化，下叶片 20 的上表面可以由树脂材料形成，如图 1 所示 5，还有。适当放置接地装置和电刷。为金属化叶片提供，以构成威赫斯特静电发生器。然后，当叶片旋转时，电刷产生高压静电。由电刷产生的电能可以储存在高压电容器中，并用于例如为车辆电气系统中的电池充电。冷凝器可以放置在隔间中。在车辆的轮辋 12 中。

还可以将轮缘 12 与车辆的其余部分绝缘，并从由叶片 16 和 20 形成的静电发生器向轮缘提供电荷，从而。促进车辆在大气中的运动。已经发现高电压。带电体比没有带电体更容易穿过大气，这是由于飞机攻击边缘周围流动的空气电离的缘故。

如上所述，车辆内的所有空的空间可以填充轻气体，例如氦气，以尽可能地减少车辆的有效重量。此外。-选择性地在一侧积累正或负静电荷。的。“载体”，它将被具有相反或相似电荷的其他物体吸引或排斥。后一种效果可以。用于与轨道空间站对接。

如图 2 所示如图 7 所示，为了悬停的目的，柔性裙部 50 可以从轮缘 12 的周边降低。当不使用时，裙部可以通过任何合适的机构缩回。

如上所述，用于空气轴承和涡轮驱动装置以及气缸 30 和 31 和 64 的压缩空气，以及用于操纵车辆的压缩空气，通过直接供给选定的空气。通风口 20 可以由合适的空气压缩机供应，例如由图 1 的压缩机 60 供应 3A。转子叶片 16 和 20 的涡轮驱动的优点在于，如上所述，它消除了驱动电机和转子叶片之间对复杂的机械耦合机构的需要。为了在水面上或水下使用车辆，车辆的中央船体和所有控制设备和附件可以制成气密和水密的。当在水下使用时，水泵将代替空气压缩机来提供水轴承，而不是空气轴承，并引起喷水。通过通风口 22，而不是空气喷射。

因此，本发明提供了一种碟形的。一种以相对简单的方式制造的运载工具，它能使运载工具在垂直上升和下降以及悬停能力方面表现出当今直升机的所有特性，并且还能表现出极好的机动性。本发明的车辆制造相对便宜，并且操作简单。如上所述，本发明的车辆可以被设计成玩具，或者实际的用于运送乘客和货物的全尺寸车辆。

本发明的一个重要特征是“如上所述，通过组合空气轴承和空气涡轮概念驱动转子”在本文描述的结构中，转子叶片 16 和 20

Q C2475725345

50

55

60

65

ONE OR ET

安装在空气轴承中的转子环上，高压空气被导向环中的涡轮叶片，从而驱动转子。空气轴承相对较大的直径，加上两个内部和两个外部空气轴承/涡轮机构的综合作用，提供了巨大的扭矩，并足以以高效的方式驱动车辆。

如上所述，本发明的结构还具有在内毂和外缘之间的密封环形室的特征，在上缘上具有选择性操作的通风口，用于控制飞机的飞行方向和姿态。同样如上所述，可以通过使飞机本身以所述方式作为发电机运行来为飞机提供电能，从而不需要额外的重型发电设备。

因此，本发明提供了一种改进的碟形直升机型车辆，其具有最少的运动部件，并且具有高安全系数。此外，本发明的车辆构造相对便宜，因此在商业上是可行的。此外，它很轻，可以很容易地操纵。

虽然已经示出和描述了本发明的特定实施例，但是可以进行修改，并且在下面的权利要求中旨在覆盖落入本发明的精神和范围内的所有修改。

声称的是：

1. 一种车辆，包括：一个圆盘形的，具有轮毂部分和轮辋部分；以间隔同心关系支撑所述轮毂部分和所述轮辋部分的装置；直升机桨叶的上下组：流体轴承装置，其将所述直升机 35 的叶片支撑在所述轮毂部分和所述主体的所述轮缘部分上，用于围绕所述轮毂部分和其中心垂直轴线在相反方向上旋转，从而产生回转效应并将车辆保持在稳定位置，所述流体轴承 40

包括支撑所述直升机叶片并可绕所述中心垂直轴旋转的环形构件的装置，所述环形构件中具有涡轮叶片；用于将加压流体引入所述环形构件并抵靠所述涡轮叶片以使所述环形构件支撑在流体膜上并使所述环形构件绕所述中心垂直轴线旋转的装置；所述上部和下部直升机叶片组沿其旋转轴线彼此轴向隔开，以在所述轮毂部分和所述轮缘部分之间限定加压环形室，所述轮缘部分具有一系列围绕其周边设置的与所述加压环形室连通的通风口；用于选择性地打开所述排气口以使来自所述加压室的流体以射流形式从其中流出以控制车辆的装置；以及连接到所述上部组和所述下部组的叶片以改变其螺距的装置，从而控制通过所述腔室的加压流体的流动，从而控制车辆的提升。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其包括安装在所述上部组的叶片的顶侧上的太阳能电池，以为飞行器提供电能。

3. 根据权利要求 1 所述的车辆，其中所述组的叶片分别由电绝缘材料和导电材料形成

30, 以构成用于为飞机发电的静电发电机。

4. 根据权利要求 2 所述的车辆，其包括用于从所述静电发生器向所述轮缘引入电以在所述轮缘上产生静电电荷的装置。

5. 根据权利要求 1 所述的车辆，其包括安装在所述轮缘上的可伸缩裙部，该裙部从其周边向下延伸，以允许车辆在特定位置悬停。

QQ475725346
禁止转载

有限国家专利 n9]

基辛格

3, 871, 602

[45]1975 年 3 月 18 日

[54]圆形机翼飞机

[75]发明人: 纽约格洛弗斯维尔柯蒂斯·基辛格

[73]受让人: 纽约奥尔巴尼泛美航空公司

[22]存档: 1973 年 9 月 4 日

[21]应用编号: 394, 195

相关美国应用数据

[63]Ser 的延续。198704 号, 1971 年 11 月 15 日, 废弃。

[52]美国 CI 244/13, 012/78, 46/78,
244/34 A, 244/45 R

[51] Int. CI B64c 3/12

[58]搜索范围 244/12 R, 12 C, 13, 23 R,
244/23° C, 34 R, 34 A, 35 R, 45° R;
D12/71, 78; 46/74 R、76 R、78

[56]引用的参考文献

美国专利

1,523,994 1/1925 Myers..... 244/35
R
1,726,558 9/1929 Hall..... 244/13
2,063,456 12/1936 Nemeth..... 244/35

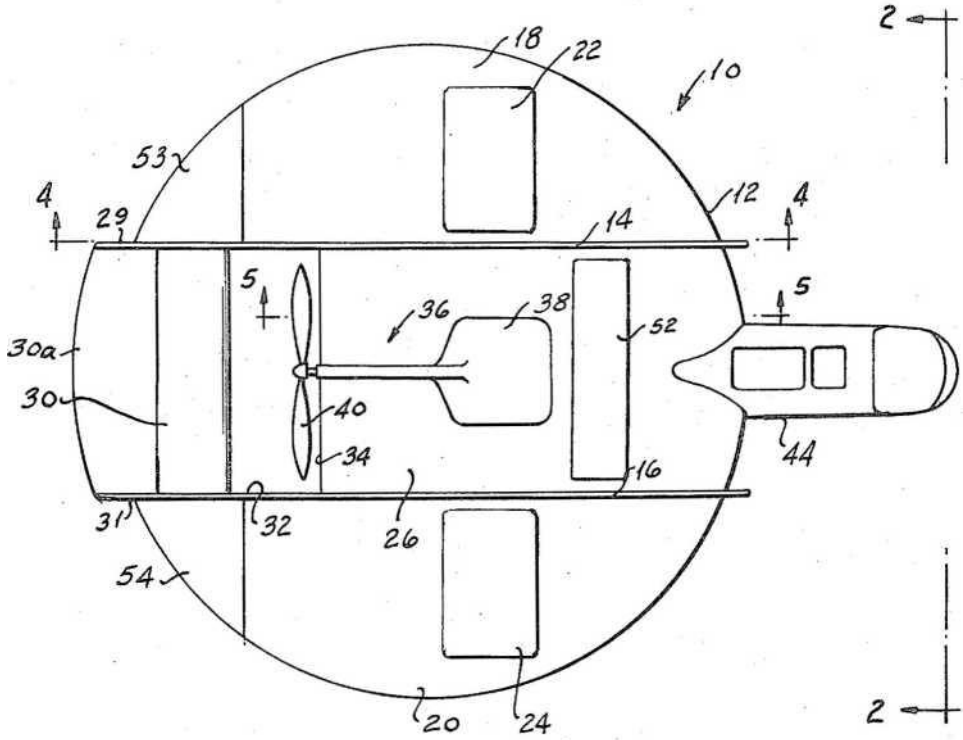
.....R
2,713,465 7/1955 Novinger..... 244/45 R
X
2,864,567 12/1958 Kissinger..... 244/13
2,957,647 10/1960 Shew..... 244/45 R X
3,078,062 2/1963 Fischer..... 244/12 CX
3,081,965 3/1963 Shew..... 244/12 CW
3,138,347 6/1964 Rodriguez..... 244/12 R
D177.547 4/1956 文 D12/78
D198, 249 5/1964 Sleeman 等人 D12/71

主审查员——特里格夫·布利克斯助理审查员——巴
里·凯尔马彻律师、代理人或事务所——谢尼尔&奥
康纳

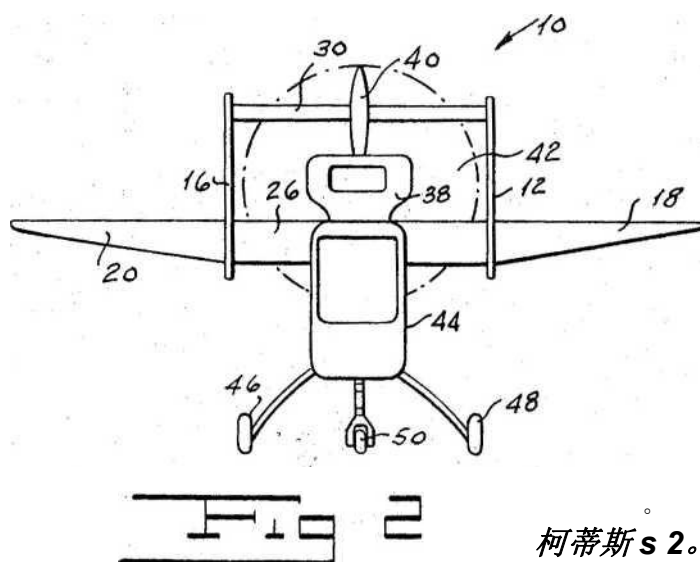
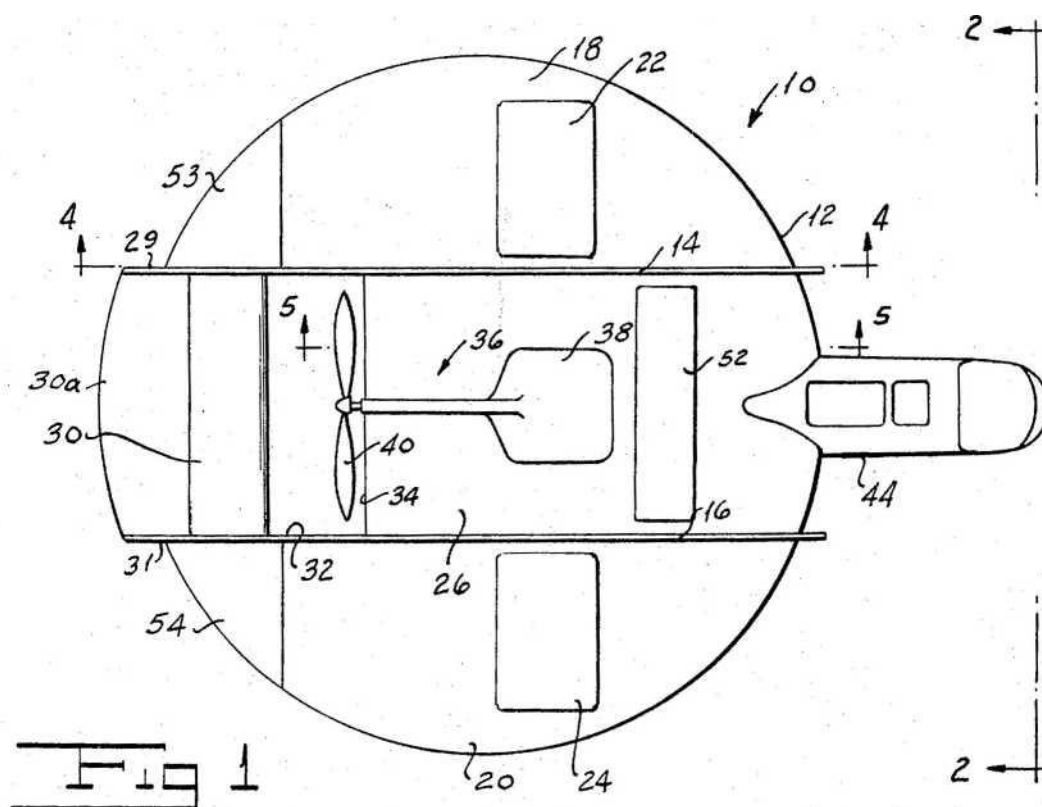
[57]摘要

一种改进的圆形机翼飞机, 其中主翼面通常为圆形,
具有一对垂直稳定器, 该稳定器沿着圆的弦延伸, 并
且从飞行器前缘正前方的点到后缘后方的点与飞行
器的纵轴等距离地间隔开, 其中翼面的切口部分向后
移动, 并且通过垂直稳定器保持在升高的位置, 从而
形成一个空间, 在该空间中放置推进的原动机。垂直
安定面之间的机翼中央部分有一个下舱。

6 项权利要求, 5 幅附图



QQ475725346
一个 ORET

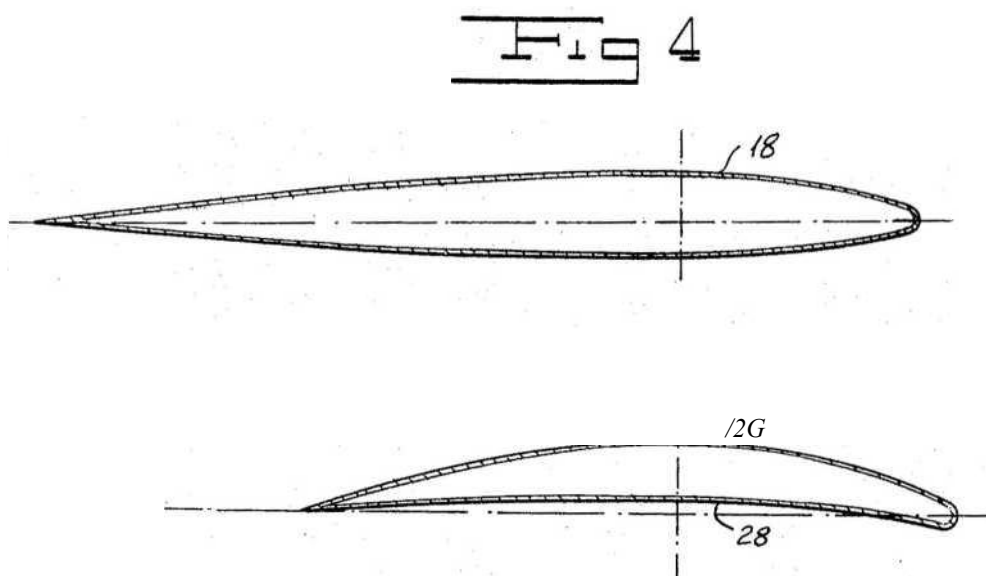
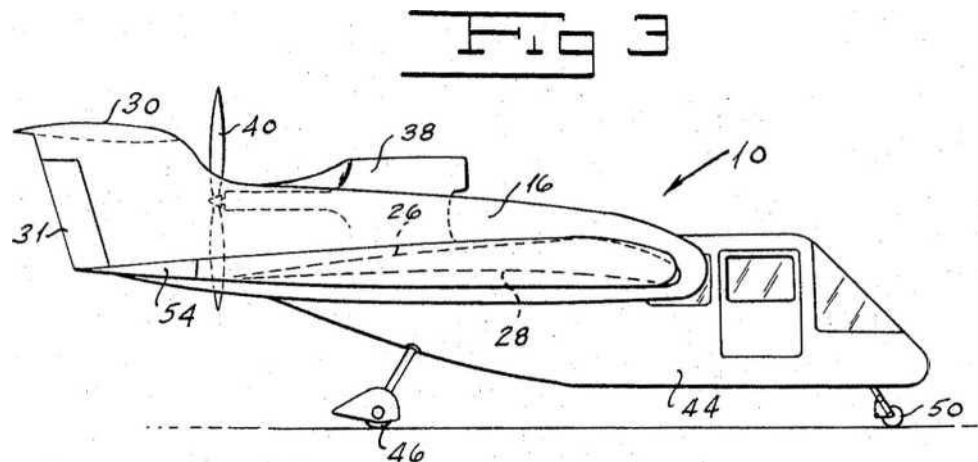


INVENTOR.
柯蒂斯 s 2. 基辛格

Shenier & Munner
律师----

Q Q475725346
禁止转载

第 2 页, 共 2
页



INVENTOR.
CurTts 27. 基辛格
经过

OQ475725346
在东或东

律师

这是应用程序 Ser 的延续。第 19'8704 号, 1971 年 11 月 15 日提交, 现已放弃。

发明背景

在现有技术中已经进行了各种努力来提供在相对低的速度下具有良好机动性的飞行器。这种飞机应该飞行稳定, 并允许以相对较低的速度起飞和降落。在我的在先美国专利中显示了能够进行这种操作的飞机的一个特定例子。1958 年 12 月 16 日发布的第 2, 864, 567 号“飞机”

虽然在上文提到的我的在先专利中所示的飞机成功地实现了提供低着陆和起飞速度以及在低速下良好的机动性的目标, 但是它的操作并不理想。我已经提供了我的在先专利中所示的飞机的改进形式, 它增强了它的理想特性。我改进的飞机的低速和着陆特性优于现有技术的飞机我的飞机已经改善了横向和方向的稳定性和控制。它提供了更积极的音高控制。

发明概述

我的发明的一个目的是提供一种改进的圆形机翼飞机, 其具有优于现有技术飞机的低速操纵特性

我的发明的另一个目的是提供一种改进的圆形机翼飞机, 它能够低速起飞和着陆。

我的发明的另一个目的是提供一种改进的圆形机翼飞机, 它可以在大迎角下飞行, 而不损失横向或方向的稳定性和控制。

我的发明的另一个目的是提供一种改进的圆形机翼飞机, 就由此获得的结果而言, 其结构相对简单。

我的发明的另一个目的是提供一种改进的圆形机翼飞机, 其具有更高的安全性和降低的噪音水平。

我的发明的其他和进一步的目的将从下面出现。以下描述:

总的来说, 本发明设想提供一种改进的飞机, 其主翼面通常为圆形, 并设有一对间隔开的垂直稳定器, 该稳定器沿圆的弦延伸, 并从前缘前的点到后缘后的点与飞机中心线等距离间隔开, 翼面的切口部分在其侧边由向上和向后移位的弦界定, 并由垂直稳定器支撑, 从而为推进式发动机提供空间。除副翼外, 具有正常外倾角的外翼段可配备扰流器, 而垂直安定面之间的翼型中心段具有较高的外倾角, 以增强其升力效果。

附图简述

在形成本说明书的一部分并且将与其一起阅读的附图中, 相同的附图标记表示相同的部件

图 1 是我改进的圆形机翼飞机的俯视图。

图 2 是我改进的圆形机翼飞机的前视图。

图 3 是我改进的圆形机翼飞机的侧视图。

图 4 是我改进的圆形机翼飞机沿图 4-4 线的剖视图 1。

图 5 是我改进的圆形 10 翼飞机沿图 5-5 线的剖视图 1。

优选实施例的描述

现在更具体地参照附图, 总体上由附图标记 10 表示的改进的圆形机翼飞机包括总体上圆形的机翼 12。相应的垂直稳定器 14 和 16 沿着间隔开的弦完全延伸穿过机翼 12, 这些弦通常平行于飞机的纵向轴线并与其等距。这些稳定器从圆形截面前缘稍前方的点延伸到后缘后方的点。此外, 通过参考图 1 可以看出 3 设置有邻近飞机尾部的向上延伸部分。

垂直稳定器 14 和 16 将机翼 12 分成外翼段 18 和 20, 每个外翼段具有形成凸底翼型的常规外倾角, 例如, 如 NACA 2409。稳定器 14、30 和 16 进一步形成中央部分 26, 该中央部分 26 形成有凹形底部, 例如, 如美国国家认监委第 6409 号, 如图 1 所示 5。我已经用参考字符 28 表示了这一点。

我通过从机翼 12 的中心部分的¹⁵部切下一部分 35 和 30, 并将其安装在稳定器 14 和 16 的垂直延伸的空气部分的上边缘, 来提供水平稳定器。垂直稳定器 14 和 16 的下部在中心部分 26 的凹底部和¹⁶部部分 18 和 20 的凸底部之间形成边界。此外, 水平稳定器 30 的前缘从前中心机翼部分 26 的后缘 34 向后间隔开, 以提供开口 32。这可以通过相对于¹⁷分 26 向后移动 45° 部分 30 或者通过将后缘 34 移动到切口部分的边缘之前来实现。优选地, 我向后移动升降机部分以增加杠杆作用。

我把我的飞机的动力装置安装在¹⁸中央机翼部分 26 上或内部, 通常用¹⁹参考符号 36 表示。动力装置 36 可包括发动机 38, 该发动机 38 适于驱动位于开口 32 中的推进器 40, 该开口 32 邻近前机翼部分 26 的后缘 34。很容易理解, 水平稳定器可以设置有可移动的“升降机”。部分 30A, 或者可以完全移动。同样容易理解的是, 除了提供发动机 38 和螺旋桨 40、60 之外, 我可以使用喷气发动机。该飞机包括机身, 该机身提供具有着陆轮 46 和 48 以及前轮的机舱部分 44。50。这种飞机的较大型号可能将客舱部分完全封闭在机翼结构内。

从到目前为止所描述的结构可以看出, 垂直稳定器 14 和 16 为中央机翼部分 26 上方和下方的前后方向的空气流提供了隧道状空间 42。未付的

禁止转载

als 用于表示各种视图中的相似部件:

由于采用了类似推进器的动力装置 36, 机翼上方的气流相对不受干扰。此外, 螺旋桨 40 以比传统驱动系统更大的力将空气移动到稳定器和方向舵 29 和 31, 这导致在低速前进时大大改善了升降舵和方向舵的控制。机翼部分的位置正好在螺旋桨的前面, 这使得机翼可以作为进入螺旋桨的气流的转向叶片。这导致了螺旋桨性能的提高和大攻角时不对称推力的减小。

我的改进飞机的结构具有比我的美国专利中所示的飞机改进操作的特征。2, 864, 567 号。首先, 我提供了用于开口 32 的空间和由此产生的隧道空间 42, 该隧道空间 42 提供了螺旋桨 40 可在其中操作的空间。结果, 螺旋桨入流作用在机翼的中心部分, 产生一些静升力, 同时也延迟了大迎角时的失速。从螺旋桨 40 流出的增加的力被引导到稳定器 30 和方向舵 29 和 31 上, 在较低的速度下提供了更积极的俯仰控制和方向。

此外, 在我的飞机中, 我可以在外机翼部分 18 和 20 中使用扰流板 22 和 24。这些控制扰流器位于每个翼尖最高点或稍靠前的位置。它们可以附加于副翼 53 和 54 使用, 或者与副翼 53 和 54 结合使用, 以便为飞机提供改进的滚转控制。

此外, 如上文所指出的, 虽然外翼部分 18 和 20 具有提供凸底翼型的传统曲面, 但是中心翼部分 26 形成有凹底翼型。这种布置实现了机翼 12 上更均匀的升力分布。因此, 机翼的中心部分在总升力中占有适当的份额。由于凹入的底部中心部分对于给定的攻角比传统的翼型产生相对较高的升力, 我的布置提供了更均匀的展向升力分布, 并且机翼 12 的性能得到改善。

如果需要的话, 我可以在机翼的中部提供一个破坏升力的扰流器 52。这可以在飞机着陆时使用, 以减少着陆前的升力。结果, 提供了更有效的制动作用, 并且由于大的地面缓冲效应, 降低了飞机刚好漂浮在跑道上方的趋势。

在我的改进的圆形机翼飞机的操作中, 螺旋桨 40 由马达 38 驱动, 以将空气向后吸入中央机翼部分 26。垂直稳定器 14 和 16 延伸主翼面的整个长度, 起着机翼“栅栏”的作用, 以控制空气流动并使“展向”流动最小化。稳定器 30 的后缘在圆形机翼表面之后, 提供了更多的杠杆作用和更有效的控制。外部机翼部分中的扰流器 22 和 24 以及副翼 53 和 54 可以由本领域已知的任何合适的机构操作也设置在垂直稳定器 14 和 16 后部的方向舵 29 和 31 用于方向控制。螺旋桨 40 的气流增强了它们在低前进速度下的效率。

值得注意的是, 从图 1 可以看出 2 外翼段和中央翼段的最高点位于: 一个扭曲的东西。在一个扭曲的方向上延伸。推动器的位置

通过增强中央机翼部分的提升作用、通过增加升降舵和方向舵的效率、通过改善螺旋桨在大迎角下的操作来提供改进的性能, 而且更安全的是, 螺旋桨不位于飞机外圈之外。而且降低了舱内噪音。扰流板 52 可以在着陆时操作, 以减小机翼的缓冲效果。

将会看到我已经完成了我的发明的目标。我已经发明了一种改进的圆形机翼飞机, 它比现有技术的圆形机翼飞机具有改进的性能和安全性我改进的飞机改善了横向、定向和¹³俯仰稳定性和控制。它能够以相对较慢的速度起飞和降落, 并具有较大的速度比。我的飞机采用了一种翼型, 比传统翼型的圆形飞机提供更高的升力。

应当理解, 某些特征和子组合是有用的, 并且可以在不参考其他特征和子组合的情况下使用。这是由我的 25 项权利要求所设想的, 并且在我的 25 项权利要求的范围之内。进一步显而易见的是, 在不脱离本发明的精神的情况下, 可以在我的权利要求的范围内进行各种细节上的改变。因此, 应该理解, 我的发明不限于所示出和描述的具体细节。

这样描述了我的发明, 我要求的是:

1. 一种改进的飞行器, 包括组合在一起的主翼面, 当从其顶部观察时, 主翼面具有第一特定轮廓结构, 在所述主翼面的前后中心线的相对侧上并与所述前后中心线等距离间隔的相应细长垂直构件, 所述垂直构件大致平行于所述前后轴线从所述翼型的前缘延伸到后缘, 并且定位在所述翼型的外侧边缘的内侧, 以将所述主翼面分成所述构件之间相对独立的中心部分和所述构件外侧的相应外部部分, 所述构件在所述主翼面的上表面上方突出, 并在主翼面的下表面下方突出, 以形成隧道状空间, 用于空气从翼面的前缘到后缘在其中心部分上方和下方流动, 所述外部部分从所述中心部分向后延伸, 以提供延伸的外部部分内侧边缘
2. 如权利要求 1 所述的改进的飞机, 其中所述水平稳定器的后缘延伸到所述外部翼型部分的后方位置。

- 3. 如权利要求 1 所述的改进的飞机，其中所述垂直构件从所述外翼段前缘前方的点延伸到外翼段后缘以外的点。
- 4. 如权利要求 1 所述的改进的飞机，包括位于所述外翼部分的扰流器和副翼。
- 5. 如权利要求 1 所述的改进的飞机，包括

- 所述中心部分中的扰流器。
- 6. 如权利要求 1 所述的改进的飞机，包括安装在所述中心部分后缘附近的推进发动机，其螺旋桨位于中心部分后缘和水平稳定器前缘之间的空间内。

。 * * * * *

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

美国专利^[19]

3, 933, 325
[45]1976年1月20日

[54]碟形宇宙飞船
[76]发明人: 约瑟夫·理查德·凯琳, 维拉
瑞士, 布赫什, 西堡
[22]存档: 1974年9月24日
[21]应用编号: 508, 895
[30]国外申请优先权数据
1973年9月25日瑞士 13750/73
[52]美国类 244/23 C
[51] Int. Cl. B64C 29/00
[58]搜索范围 244/12 B, 12 C, 23 B, 23 C,
244/52, 54, 55

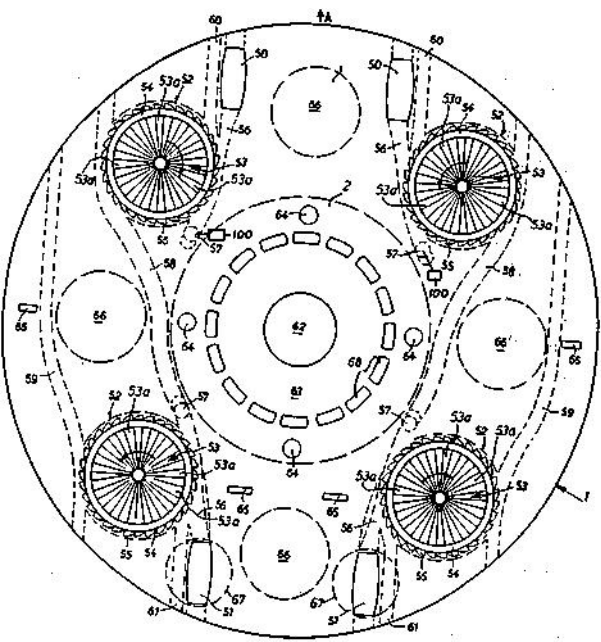
[56]引用的参考文献
美国专利
2, 677, 931 5/1954 彼尔托 1 244/52 X
2, 743, 885 5/1956 Peterson 244/12 C X
2, 930, 546 3H960 Wibault 244/23 B
2, 025, 275 5H960 格雷杰 244/23 摄氏度

3, 072, 366 弗里兰 244/23 摄氏度
3, 193, 214 'HfiS' Holingsworth 244/52 X
3, 335, 976 8/1967. Kappus 244/23 B X
3, 514, 053 5/h^o. 考克格南斯 244/12 C
外国专利或申请
12/1971 德国 244/23 摄氏度
230, 204 Asstria 244/23 C

主考官——特里格夫·布利克斯
助理审查员——巴里·克尔马克特律师、代理人或事
务所——沃纳·克雷曼

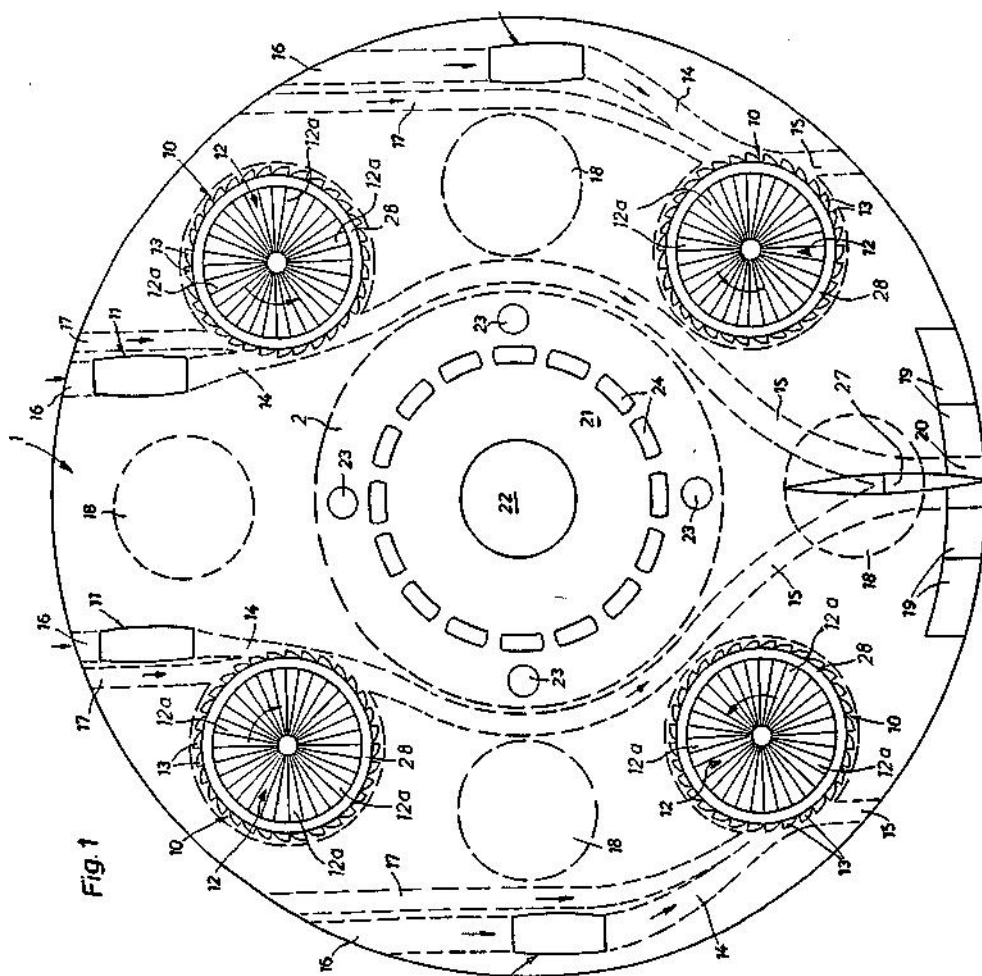
[57]摘要
一种具有铁饼形机身的飞行器, 该机身配备有至少一个由涡轮通过喷气发动机的废气驱动的“盘式空气螺旋桨”。盘式空气螺旋桨装有可变螺距叶片, 以直升机旋翼的方式产生升力。

2. 权利要求, 6 个图纸



禁止转载

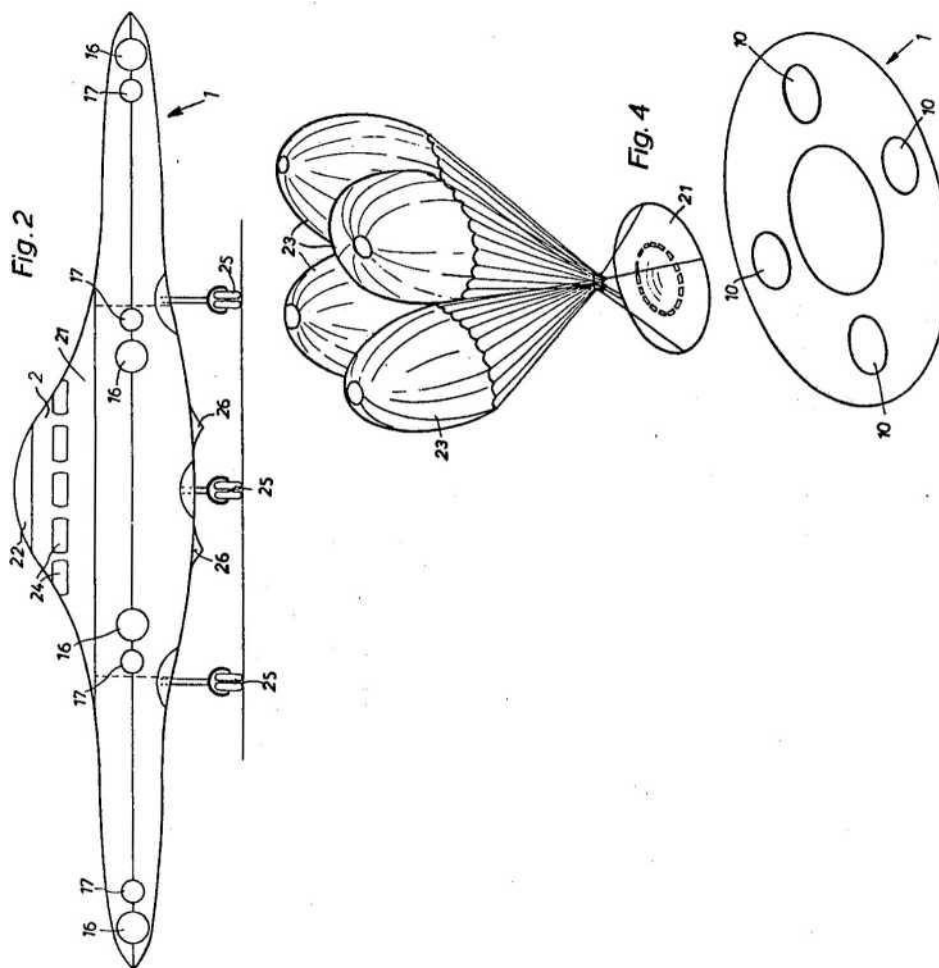
3, 933, 325
[45]1976年1月20日



美国专利 1976 年 1 月 20 日第 2 页，共 4 页，共 3，
933，325 页

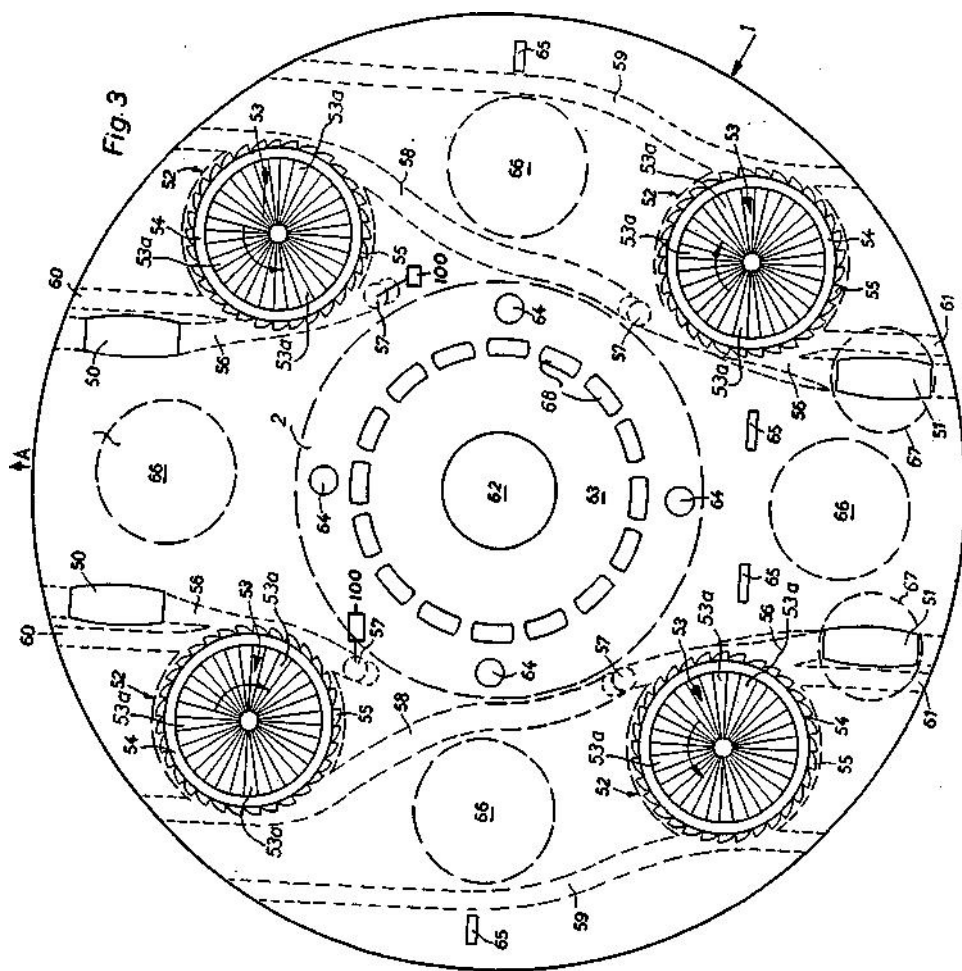
QQ475725346
ONE OR ET

美国专利 1976 年 1 月 20 日第 2 页，共 4 页，共 3，
933，325 页



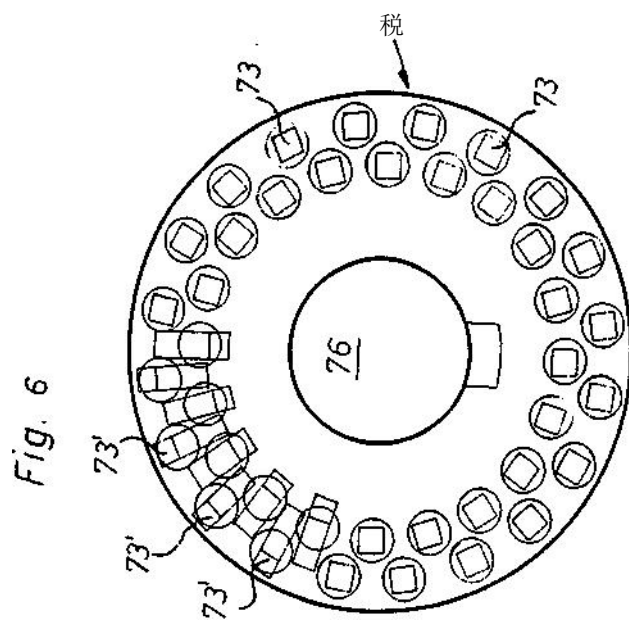
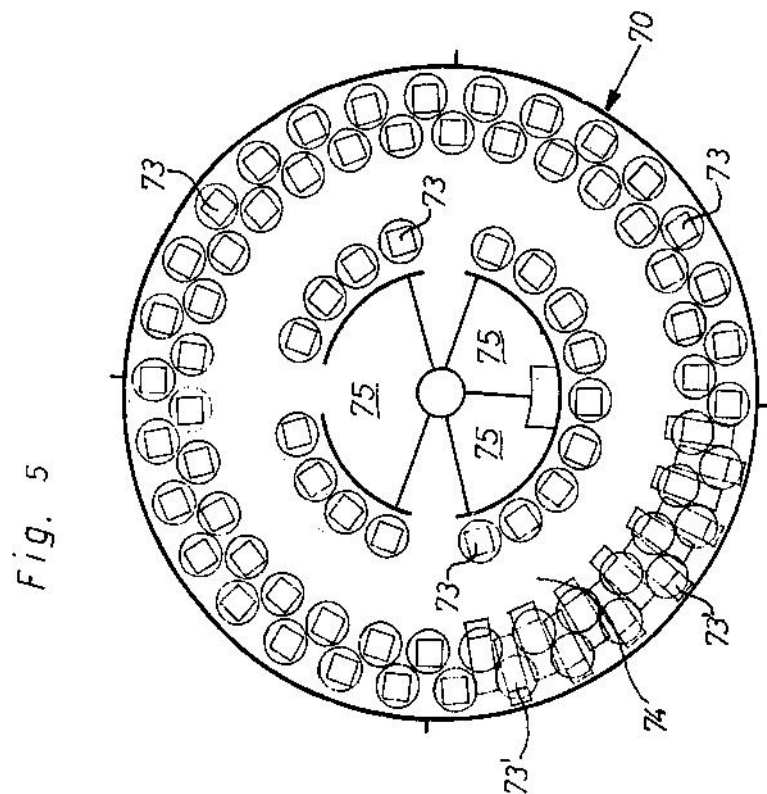
QQ475725346

一个 ORET



美国专利 1976 年 1 月 20 日第 2 页，共 4 页，共 3，
933，325 页

QQ475725346
ONE OR ET



碟形宇宙飞船

本发明涉及一种新的和改进的航天器结构。这一发展的..有四个降落伞 23, 能够携带分离的舱 21 和 22。的航天飞机是杰出的。由。这是铁饼。5 字形队形。。同从……图 4。。那个。21 号客舱。提供了。许多窗口时, 它拥有。-。至少一个被驱动的盘式空气螺杆。由。24。。

喷气发动机通过涡轮排出的废气。“盘式空气螺杆”配 为安装了底盘系统 25。着陆。工艺的。步骤(不是。有可调螺距。叶片和类似直升机的旋翼。抬起来。 10 图示)辅助。入口。和“从船舱出口”21。和 22。。还有更进一步的。提供特殊的液压可调装置。稳定器。。为了在水上降落也为了稳定。在飞行过程中。

简要。描述。附图说明

那个。发明将会。更好的理解和不同于上述的目的将 四个喷气发动机 11 可以是。旋转(不是。示出),以便变得显而易见。考虑如下。详细描述。其中。“,”这样“喷射”力。的。发动机 11 可以在两个方向上工作。的描述参考了附件。附图, 其中: 正在。彼此 90。这使得。有可能。把它们用作电梯。

图 1。是第一个例子的平面图。一艘宇宙飞船,

图. 2 是。飞船的正面视图。如图所示 1, 20³ “3。是一个计划。太空飞行器的第二个例子的视图,

图 4 是降落伞打开且客舱分离的飞行器的总体示意图 那个。四个圆盘型空气螺钉 12。构建。以这样一种方式。空气螺杆。刀片。12a 可以通过。“行星”的意思。例如, 以传统方式驱动。当然。EDV 控制的转数。

从飞船上, 25 在盘式空气螺杆 12 的叶片 12a 的末端设有一个飞片。与圆盘一起旋转的质量块 28”。型螺旋桨。它的作用是在飞行期间以及起飞和着陆期间为飞行器提供必要的稳定性。

明详述

如图所示如图 1 和 2 所示, 飞行器由一个圆形铁饼组成。、或圆盘型”的主体 1, 该主体 1 的上侧比下侧在中 那个。所述航天器的有效性..如下: 四个喷气发动机 11 的“推力”首先作用在飞行器的机身 1 上, 通过它们的“可旋转性”, 四个喷气发动机 11 可以在彼此成直角的“两个”方向上起作用。其次, 与“下侧”相比, 身体“上部的形状”更复杂, 着靠近机身 1 外围的对角线彼此径向相对, 而另外两个这为飞行器产生了升力。第三, 四个陀螺仪 10’ 产生 40° 发动机并排放置。并排并对称于与第一个提到的对一个“力”, 该力在空间中稳定飞行器, 第四, 盘式角线成 90° 的对角线。传统类型的喷气式飞机..“发动机”空气螺钉 12 进一步提升飞行器。

可以用于这四个“喷气发动机 11”。四个陀螺仪 10 是。这四种力量的结合使得“以三种不同的方式起飞成为可能。首先, 四个喷气发动机 11 可以水平定位。起飞, 这样飞行器就可以在几乎“水平”的飞机上起飞, 类似于“传统飞机”。■在起飞过程中, 圆形空气螺杆 12a 的叶片被定位。以这种方式, 他们几乎不举。其次, 飞行器可以以 45° 的角度起飞, 例如, 两个“喷气发动机 11”垂直放置, 而另外两个保持水平位置。连同“这”两个圆盘空气螺钉 12。用他们的刀片作出反应。12a 作为提升转子。如果所有的“四个”喷气发动机都在 45° 以下的角度起飞, 也可以“发生”。11 水平放置。如果。空气螺旋叶片 12a 的螺距。被相应地调整”。第三, 飞机“可以垂直起飞”, 在这种情况下, 所有四个喷气发动机都以垂直反应的方式定向。

部电梯 19 用于操纵飞行器, 装饰箔片

20 和带有稳定器 27 的方向舵。

在…的中心。提供了一种环形橱柜 21, 其用于。乘客以及“飞行员”舱 22。’后者位于客舱 21 的中央和上方。这式发生。态度。

作为。图中箭头表示■ 1、四个陀螺仪 10 中的两个正在旋转。一个时钟方向, 而另一个。陀螺仪 10。逆时针旋转。这种效果首先是通过定位。废气。管道。14, 否则由。涡轮叶片的形状。13。在光盘上。螺钉类型。12. 对于一个

QQ475725346

一个或一个以上

飞行器的稳定位置需要四个陀螺仪 10 中的两个以与其余两个相反的方向工作。

图图 3 示出了飞行器的第二个例子的平面图。它的外形和图 1 所示的一样 2。

在该第二实施例中，每两个喷气发动机 50 和 51 对称地位于横跨飞行器的对角线上，并靠近机身 1 的外围。类似于第一实施例，提供了四个陀螺仪 52，它们沿着假想圆等距间隔开。这些陀螺仪 52 可以如在第一实施例中那样与具有可调螺距叶片的盘式空气螺杆 53 结合，或者它们可以作为飞轮陀螺仪 54 单独安装在盘式空气螺杆 53 旁边。盘式空气螺杆 53 的周边装有涡轮叶片 55，喷气发动机 50 和 51 的废气通过导管输送到涡轮叶片 55 上。如果陀螺仪 52 作为独立的实体安装在空气螺杆 53 旁边，那么它们由来自空气螺杆 53 的合适的齿轮(图中未示出)驱动。图图 3 示出了环形飞轮质量 54 连接到空气螺旋叶片 53a 的叶片端的方式。该飞轮质量 54 为飞行器提供了必要的空间稳定性，类似于图 1 的例子 1。

在喷气发动机 50 和 51 的后面安装有废气导管 56，其将来自喷气发动机 50 和 51 的废气直接引导到涡轮叶片 55 上。废气导管 56 与涡轮叶片 55 后面的排气管 57 合并，涡轮叶片 55 从盘的中心平面倾斜 45°，使得排出的气流以大约 0.5° 的角度指向地面。并且在飞机起飞期间导致升力。两个后喷气发动机 51 各自安装在转盘 67 上，并可旋转 180°，这样，所有四个喷气发动机 50 和 51 的推力可在平行方向上工作。如果两个后喷气发动机 51 以这样的方式定位，即它们的推力与来自前喷气发动机 50 的推力反作用方向相同，那么三通阀，在图 1 中用参考符号 100 示意性地表示如图 3 所示，关闭属于喷气发动机 51 的排气管 57，取而代之的是，喷气发动机 51 的排气导管 56 与导管 58 连接，使得新鲜空气可以通过导管 58 和通道 56 流到喷气发动机 51。管道 59、60 和 61 用于涡轮叶片 55 的冷却和驱动。当飞行器移动时，通过管道 59，额外的冷却空气流入飞行器，其数量取决于飞行器的速度，而新鲜空气被吸入并通过管道 60 通过前部发动机的废气流被引导至涡轮叶片 55 新鲜空气被吸入并通过管道 61 被引导至后喷气发动机 51 上的涡轮叶片 55。

在机身的中央，类似于第一实施例，设置了乘客舱 63 和飞行员第二舱 62。客舱装有许多窗户 68。安装在这些舱上的是四个降落伞 64，在危险的情况下，它们可以从盘体的外部分离，并且能够携带分离的舱。这可以从图中看出 4。

飞机的转向由四个可抽出的转向叶片控制。喷气发动机 50 和 51 的燃料储存在四个对称布置的油箱 66 中，这些油箱在工作过程中同样是空的。

禁止转载

类似于实施例 1 中所述，所述航天器的有效工作如下：为了起飞，两个后喷气发动机 51 的推力沿与前喷气发动机 50 相反的方向调节。这在箭头指示的方向上驱动四个盘式空气螺钉 53。盘式空气螺杆 53 中的空气螺杆叶片的螺距被调节以产生尽可能高的升力的方式起飞。借助于四个排气管 57，喷气发动机 50 和 51 的废气被引向地面，从而发动机 50 和 51 的推力用于在垂直起飞期间提升飞行器。

一旦飞行器达到一定高度，两个后喷气发动机 51 就旋转 180°，这样所有四个喷气发动机 50 和 51 的推力都反作用于同一方向。于是，升力仅由两个向前的喷气发动机 50 通过排气管 57 以及由喷气发动机 50 排出的废气驱动的排气喷嘴和盘式空气螺杆 53 来施加。在此期间，后喷气发动机 51 产生纯向前推力，因为它们废气不通过排气管 57 或盘式转子 53 排出。

飞船在陆地或水上的降落也是以类似的方式进行的。空气螺杆叶片 12a 和 53a 的螺距的改变分别改变了由旋转螺杆 12 或 53 产生的升力。因此，该提升量可以通过调节空气螺

旋盘 12 和 53 的转数来调节。

在任何可能对乘客和船员造成危险的故障期间，例如火灾、控制或发动机故障，机舱 21、22 和 62 和 63 可以从船的外环形部分上拆下。这种分离可以通过机械、液压或电气装置进行。带有舱室的飞行器的分离中心 2 分别通过降落伞 24、64 以对乘客或船员都不危险的方式下降。在地面附近，机舱通过制动火箭进行制动，以便在陆地或水上的着陆尽可能柔软。

图图 5 和 6 分别示出了下部乘客区 70 和上部乘客区 71 的平面图。在两个客舱 70 和 71 中，旋转座椅 73 围绕圆形房间的外围排成两排。在这种布置中，一排相对于另一排偏移，使得两排中的座椅 73 可以转变成沙发。

在下部乘客室 70 中，安装了另一排座椅 73，其由通道 74 隔开。在房间 70 的中央是房间 75，其可以用于各种目的。

在小于下部乘客区域 70 的上部乘客区域 71 的情况下，在中心设置有飞行员座舱 76，该飞行员座舱 76 可以通过升降机垂直调节。

所描述的宇宙飞船既可以从地面垂直起飞，也可以从水中垂直起飞，这同样适用于着陆。

陀螺仪 10 和 52 分别将飞行器保持在其各种飞行姿态。

铁饼形状的物体呈现出一种在空气动力学上有利的形状，因为空气阻力即使在高速下也能保持很低。虽然显示和描述了本发明的优选实施例

5 发明，应该清楚地理解，本发明不限于此，而是可以 6 各个涡轮和喷气发动机可操作地与各自的盘式空气螺
在以下权利要求的范围内以其他方式不同地实施和实杆相关联，每个所述盘式空气螺杆由相关联的涡轮借助
践。于从相关联的喷气发动机发出的废气来驱动，每个所述

因此，我声称：

盘式空气螺杆配备有可变螺距叶片，并以直升机旋翼的
1. 一种宇宙飞船，包括基本上呈铁饼形的主体、为方式起作用。升力的产生，每个涡轮具有由相关喷气发
所述主体提供的多个盘式空气螺杆、为所述主体提供动机产生的废气驱动的叶片，用于所述⁵状体的导管装置，
的多个涡轮和多个喷气发动机，一个相应的涡轮和喷用于将每个喷气发动机的废气导向叶片。相关联的盘式
气发动机可操作地与相应的盘式空气螺杆相关联，每空气螺杆，所述导管装置与排气管装置合并，所述排气
个所述盘式空气螺杆由相关联的涡轮借助于从相关联管装置相对于主⁵体的中心平面倾斜大约 45° 角，以允⁶许*
的喷气发动机发出的废气驱动，每个所述盘式空气螺自每个喷气发动机的废气向下⁷flexion，所述数量的喷气发动
杆配备有可变螺距叶片，并且以直升机旋翼的方式运机包括四个基本上对称地沿着横跨飞行器延伸的对角线
行，用于产生升力。涡轮机具有由相关喷气发动机产布置的喷气发动机，两个所述喷气发动机限定了后部发动
生的废气驱动的叶片，所述数量的喷气发动机沿横跨机，用于将空气输送到发动机的装置。
飞行器延伸的对角线对称布置，所述数量的喷气发动使所述两个后喷气发动机在延伸穿过机身中心的平面
机中的两个限定后发动机，用于在延伸穿过主体中心内旋转大约 180°，每个喷气发动机驱动一个相关的。盘
的平面内将所述两个后喷气发动机旋转 180° 的装式空气螺杆，以及用于中断喷气发动机导管装置与排气管
置，每个喷气发动机驱动相关的盘式空气螺杆。装置连接的装置。命令。当两个后喷气发动机。定位成

2. 一种太空飞行器，包括基本上呈铁饼状主体、多使得所有四个喷气发动机的推力都在同一方向。
个圆盘形。为所述主体提供的空气螺杆，为所述主体
提供的多个涡轮机和多个喷气发动机，一个再

*** **

35

40

45

50

55

60

65

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利

[19]
]

di] 4, 014, 483

[45]1977年3月29日

麦克尼尔

[54]比空气轻的飞行器

[76]发明人: 罗德里克·麦克尼尔, 23岁, 伍德伯里
马萨诸塞州南大街路。01772

[22f]归档: 1975年9月15日

[21]应用编号: 613, 221

[52]-美国 CI 244/5; 244/23° C;

[51] Int. cl. 2 B64C 39/00; B64B 1/04

[58]领域。西尔斯 244/5, -12°C, 23°C, 29°C,

244/90 R, 137 P

[56]引用的参考文献

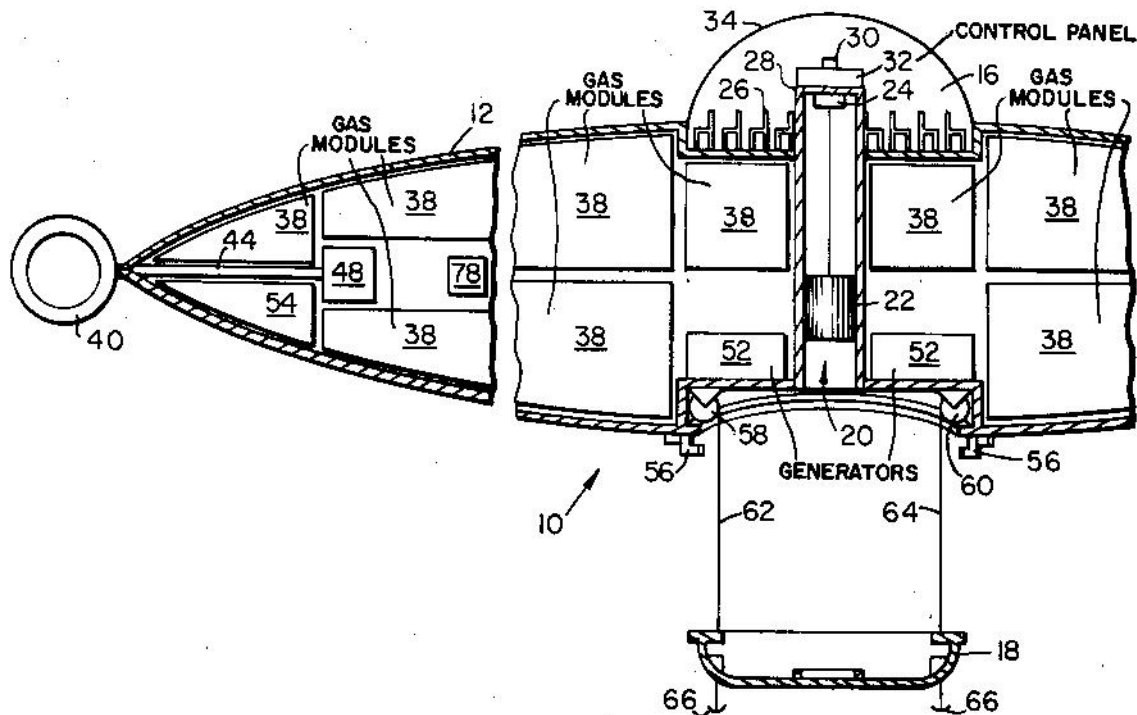
美国专利

3,469,804 9/1969 Rowan 244/12 C
3,514,053 5/1970 McGuinness 244/13 C X

3,752,4-17 "8/1973 - logiace 244/12 C
3,820,744 6/1974 Denton 244/5
3,934,847 1/1976 Bent'ivegga 244/137 P
Primary Examiner—Stephen G. Kunin Assistant Examiner
—Barry L. Kelmachter Attorney, Agent, or Firm—Cesari
and McKenna
[57]摘要

一种比空气轻的铁饼形状的飞行器。乘客舱位于飞行器的顶部中心, 有效载荷舱位于乘客舱下方的底部中心。吊舱通过一条贯穿飞船中心的通道与乘客舱相连。此外, 吊舱可从飞行器上拆卸下来, 并且可以上升或下降到地面, 从而消除了在搭载或卸载乘客和货物时使飞行器着陆的需要。铁饼形状, 以及多个。自动控制的副翼分布在飞行器的周围, 改善飞行器在飞行中的稳定性和控制。

12 权利要求, 8 幅图纸



QQ475725346
ONE OR ET

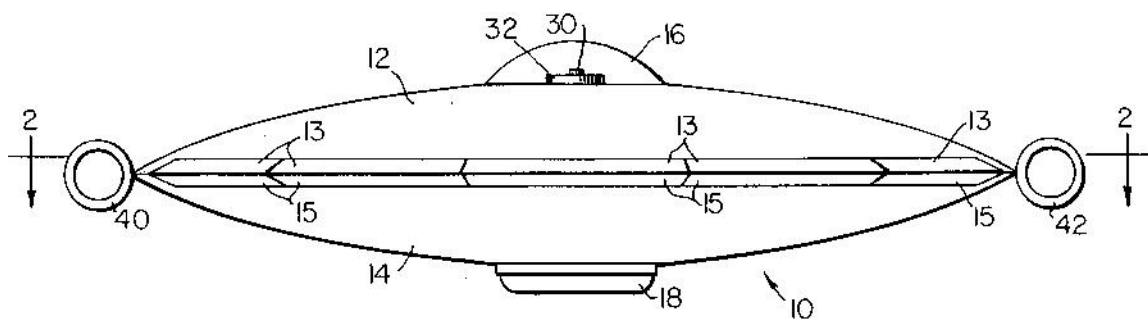


图 i

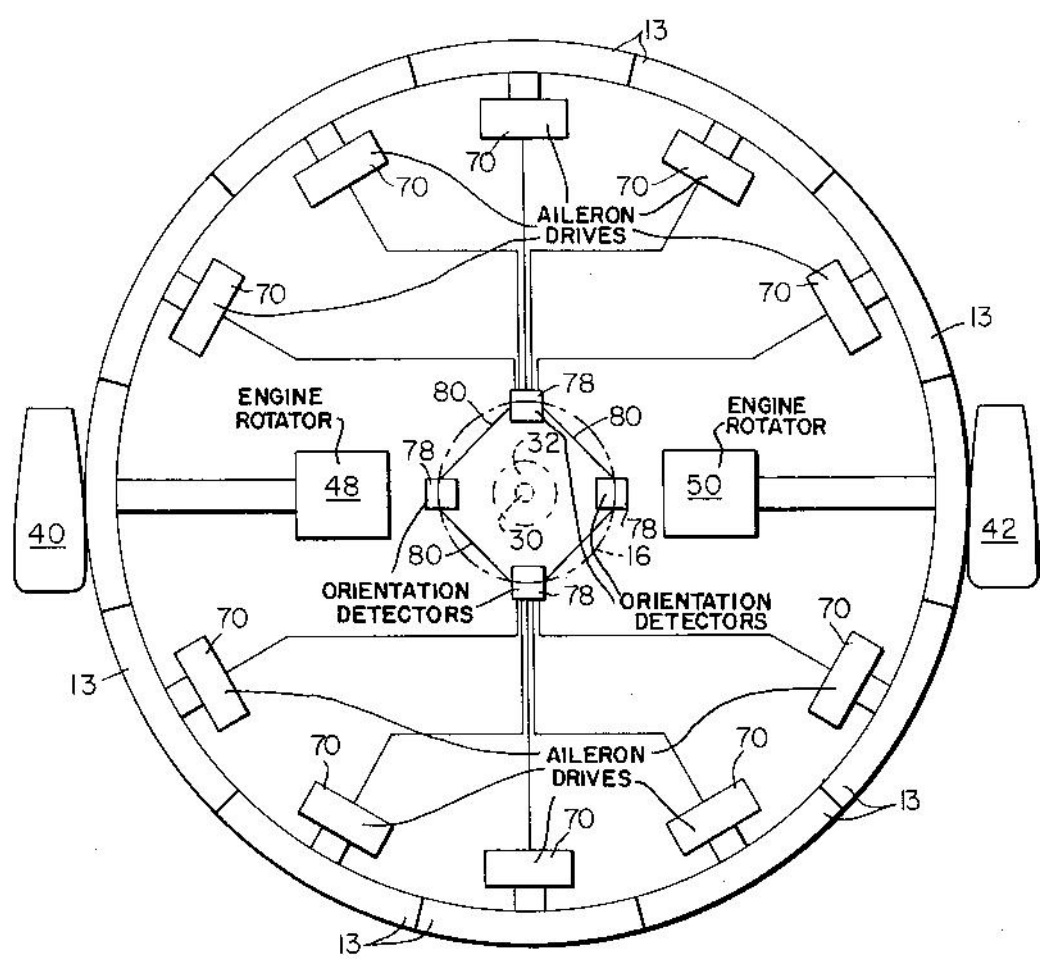


图 2

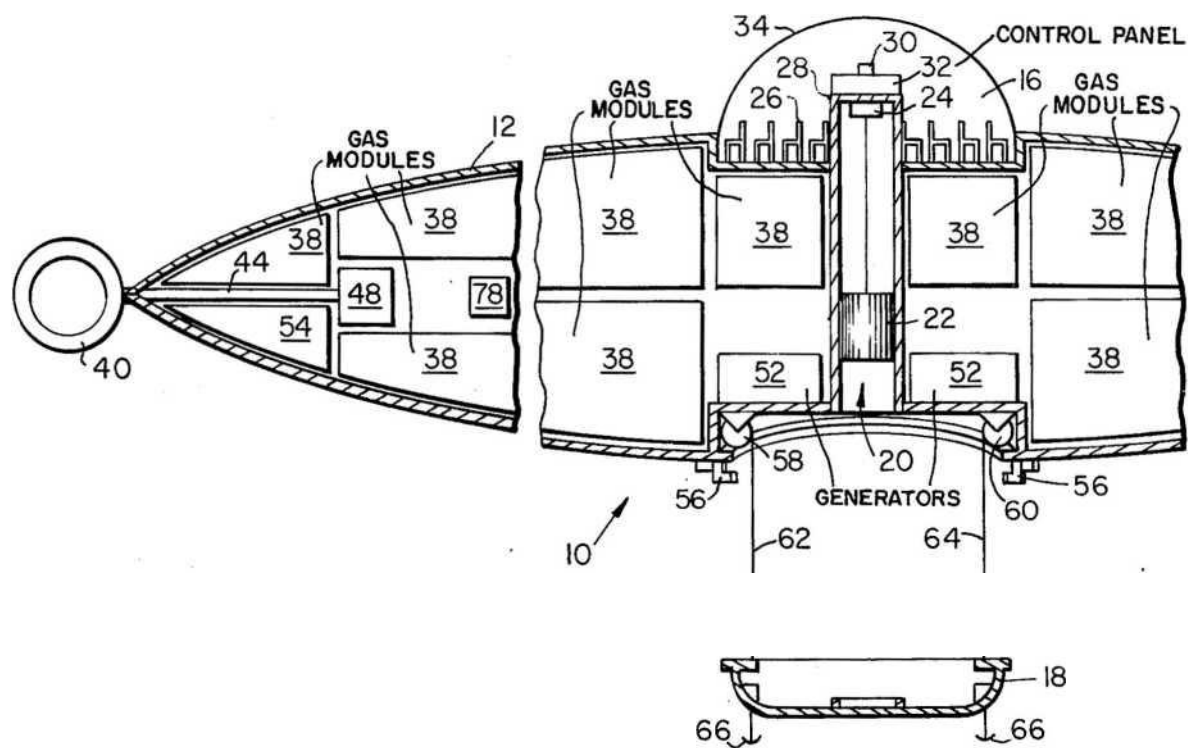


图 3

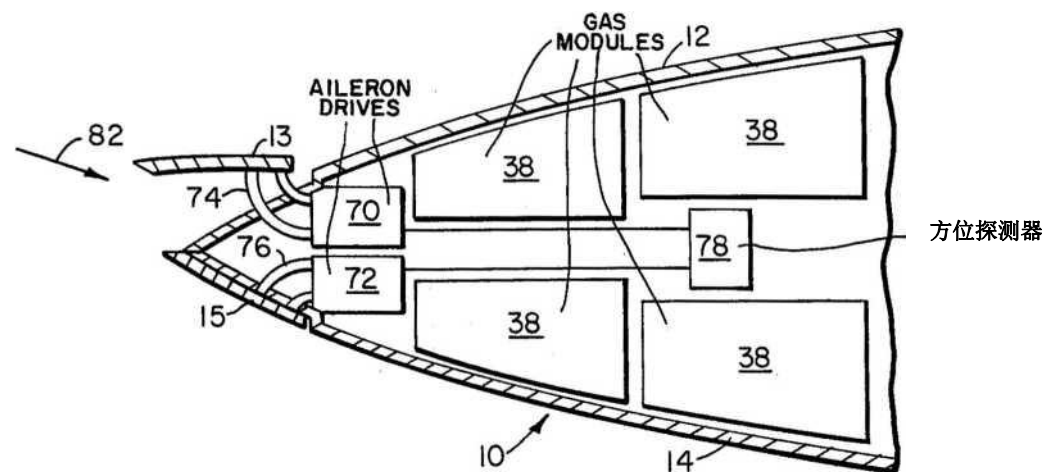


图 4A

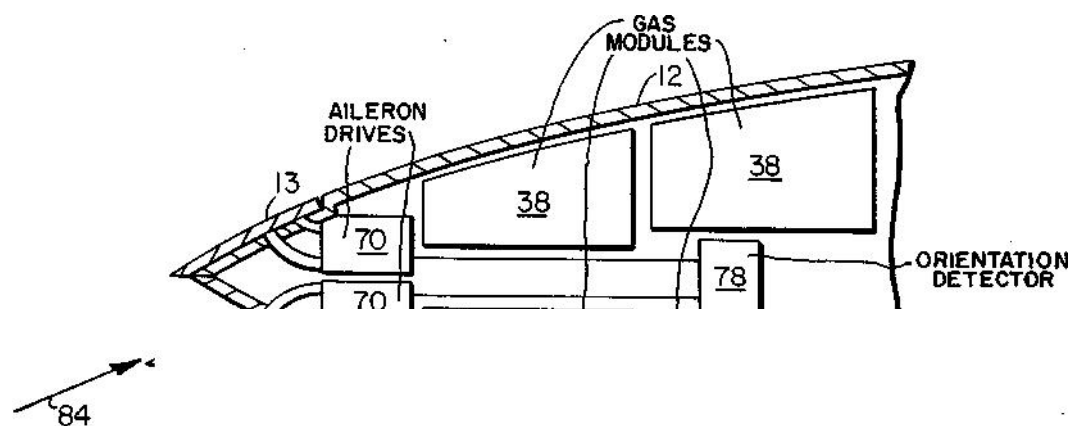


图 4B

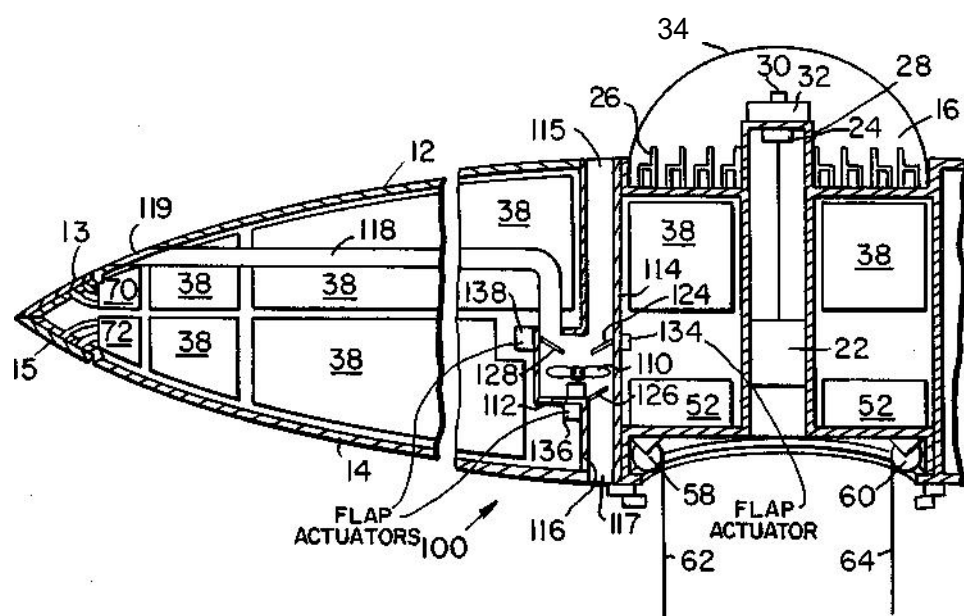


图 7

美国。专利 1977 年 3 月 29 日，第 4 页，共 4, 014, 483 页

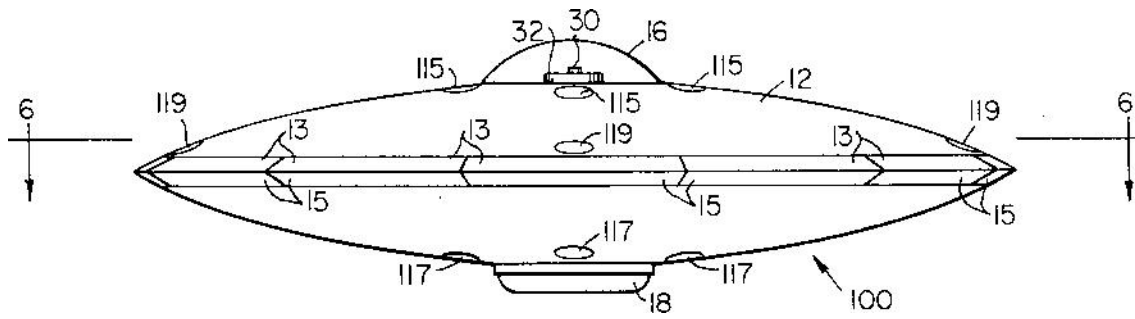


图 5

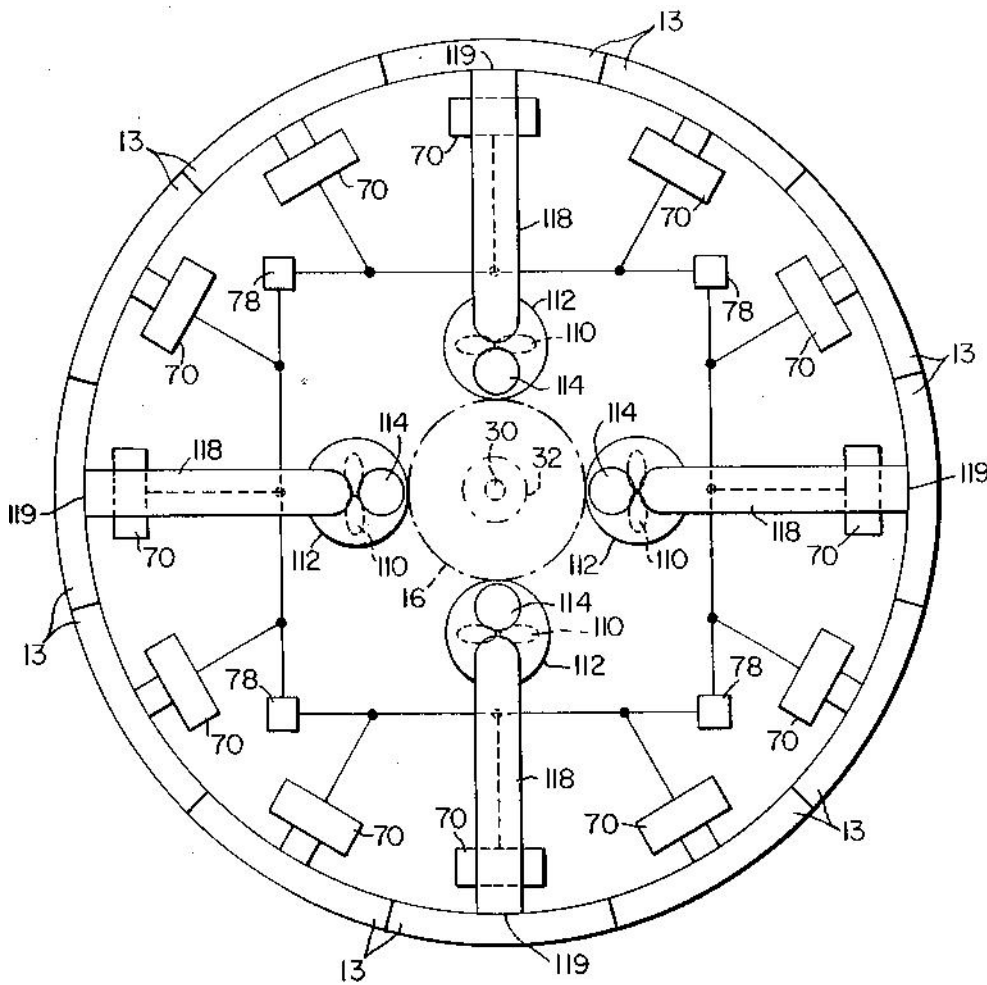


图. 6

QQ475725346
— ONE OR ET —

本发明涉及飞机，更具体地说，涉及一种比空气轻的多用途飞行器。

近来，人们对轻型飞机作为一种空运乘客和货物的方式越来越感兴趣。与传统飞机不同，传统飞机需要保持其机翼相对于空气 10 的运动来提升，轻于空气的飞行器由包含的轻于空气的气体体积来提升。比空气轻的飞行器有许多令人满意的特征。例如，它们在跑道上着陆和起飞，跑道比同等有效载荷的常规飞机所需的跑道短。它们可以运载大量的乘客和货物。由于它们在起飞和着陆时消耗的燃料通常比传统飞机少得多，所以它们的操作相对经济。此外，它们在起飞和着陆时比传统飞机安静得多，污染也少得多。

尽管有这些特点，但迄今为止，轻于空气的飞行器几乎没有什么实际用途。这种有限的使用有几个原因。

25

例如，现有技术中已知的比空气轻的飞行器在飞行过程中通常难以控制和操纵。要求相对较大、无障碍的地面区域，以允许船只在离开或接近地面 30° 时不受控制地漂移。强风和湍流加剧了这些问题。这种情况经常迫使轻于空气的飞机停飞，从而缩短了有效的飞行时间。

此外，在传统的轻于空气的飞行器中，飞行员。通常需要排出大量比空气轻的气体来将飞行器降低到地面。必须提供特殊的设施和时间，以便在装卸乘客和 40 件货物的过程中安全地将船只锚定在地面上，并为随后的起飞补充轻于空气的气体供应。

因此，本发明的一个目的是提供一种更加稳定和可控的轻于空气的飞行器。

本发明的另一个目的是提供一种比空气轻的飞行器，其中风和湍流对飞行器稳定性的影响被最小化。

还有一个。本发明的目的是提供一种比空气轻的飞行器，其便于装载和卸载乘客和货物。

本发明的又一个目的是提供一种比空气轻的飞行器，其最小化装载和卸载乘客和货物所需的时间和地面空间。

55

摘要

根据本发明，比空气轻的飞行器具有基本上为铁饼的形状，以便减小飞行器圆周周围的阻力和风阻。当风向和风速改变时，分布在飞行器周围的多个副翼补偿飞行器。飞行员稳定飞机的努力因此被最小化。

在本发明的飞行器的说明性实施例中，乘客和机组人员舱位于飞行器的顶部中心，而有效载荷舱位于乘客下方的底部中心

和船员舱。吊舱通过一条向上延伸穿过飞船中心的通道连接到乘客和船员舱。此外，吊舱可以从飞行器上拆卸下来，并且可以在飞行器保持在离地面相当高的情况下下降到地面。因此，该船可以在相对较小的地面区域安全悬停，以装卸乘客和货物，并且只需要着陆进行定期维护检查和修理。

在所附权利要求中特别指出了本发明。通过结合附图参考以下详细描述，将更好地理解本发明的前述和其他特征和优点。

附图简述

图 1 是本发明飞机的说明性实施例的侧视图；

图 2 是图 1 的飞机的俯视图图 1 示出了移除的上船体部分，用于显示船内部的控制元件；

图 3 是图 1 的飞行器一端的放大剖视图 1；

无花果。4A 和 4B 是飞行器一端的放大剖视图，示出了副翼的操作；

图 5 是本发明飞机的另一个说明性实施例的侧视图；

图 6 是图 1 的飞行器的俯视图图 5 示出了移除的上船体部分，用于显示船内部的控制元件；和

图 7 是图 1 的飞行器一端的放大剖视图 5。

详细描述

在无花果。如图 1、2 和 3 所示，轻于空气的飞行器 10 分别包括上船体部分 12 和下船体部分 14。船体部分 12 和 14 结合起来为船只 10 提供了基本上呈铁饼形状。因此，飞行器 10 在其中心附近具有最大高度或厚度，并且厚度在飞行器的圆周的径向方向上逐渐减小。优选地，该船 10 围绕垂直轴对称成形，该垂直轴在船中心延伸穿过上下船体部分 12 和 14。因此，从顶部或底部看，飞行器 10 的轮廓是圆形的，如图 1 所示 2。此外，飞行器的最大中心高度或厚度优选不大于其总直径的大约五分之一。飞行器在其圆周上的厚度最好尽可能小。

飞行器 10 的铁饼形状最小化了飞行器周围的阻力和风阻。这减少了风对飞行器的影响，并提高了飞行器在飞行中的稳定性。多个上副翼 13 和下副翼 15 也分别提高了飞行稳定性。如图 2 所示如图 1 所示，副翼 13 和 15 围绕船体部分 12 和 14 的圆周连接。当手动或自动启动时，副翼 13 和 15 分别从船体部分 12 和 14 径向向外移动，以提供与风反作用的控制表面，从而向上或向下倾斜飞行器，如图 1 所示 1。它们可以自动控制，以补偿由于风或湍流引起的船只方向的变化。副翼 13 和 15 的操作将在下面结合图 1 和 2 更详细地描述图中的 4A 和 4B。

QQ475725346

一个或一个以上

乘客和船员舱 16 位于船体部分 12 的顶部中心；有效载荷舱 18 位于舱室 16 下方的船体部分 14 的底部中心。如图 2 所示如图 3 所示，垂直的、居中设置的通道 20 连接舱 18 和组件 16。位于通道 20 中的电梯 22 和电梯马达 24 在吊舱 18 和隔间 16 之间运送乘客和工作人员。显然，其他交通工具，如楼梯或梯子，可以替代。

10

如图 2 所示如图 3 所示，车厢 16 具有多个乘客座椅 26。飞行员座椅 30 位于隔间 16 中心的平台 28 上。控制面板 32 围绕驾驶员座椅 30，并且包括用于启动飞行器的各种转向、推进和控制机构的所有必要装置。该控制面板 32 和座椅 30 的布置允许飞行员在面向任何方向时操作飞行器 10。此外，如果由透明材料形成的圆顶 34 包围隔间 20、16，则飞行员和乘客在所有方向上都具有可视性。

所示的飞行器 10 的结构具有许多固有的优点。由于有效载荷通常占飞行器总重量的很大一部分，有效载荷舱 18 位于飞行器的底部中心，为飞行器提供了较低的重心。因此，在将飞行器保持在水平、竖直方向时，提供了额外的稳定性。乘客和船员舱 16 安全地定位在飞行器 10 的顶部中心 30。如果飞机在紧急情况下被迫着陆，乘客和机组人员将保持相对安全。船体部分 12 和 14 将吸收大部分冲击。尽管未示出，隔间 16 可以包括禁止转载紧急出口 35，或者圆顶 34 可以被制成可弹出的，如果不可能穿过舱 18 的话。

多个比空气轻的独立气体模块 38(图 3)分布在船体部分 12 和 14 的内部以提供升力。可以使用比空气轻的气体，例如氢气。使用这些模块还有几个优点。例如，如果一个模块损坏，飞机的总升力只减少少量。因此，即使一个模块排出所有气体，飞行员也可以补偿 45% 的提升能力损失。此外，更换损坏的模块比修理或更换大型气体容器便宜。此外，可以通过改变机上 50 个模块的数量或通过改变每个模块包含的气体来定制提升能力，以满足飞行期间的载荷要求。

仍然参考图如图 2 所示，一对喷气发动机 40 和 42 连接在飞行器 10 圆周上直径相对的位置上，为推进飞行中的飞行器提供推力。这些发动机 40 和 42 刚性安装在轴的端部，例如分别从旋转器 48 和 50 延伸的轴 44。当飞行员启动旋转器 48 和 50 使轴绕其纵轴旋转时，喷气发动机 40、60 和 42 在垂直平面内旋转。因此，通过控制发动机 40 和 42 的相对推力和方向，飞行员可以将飞行器 10 导向任何方向。也就是说，他可以使飞行器 10 向前或向后移动、滚动、偏航或俯仰。65 如果喷气发动机 40 和 42 是垂直定向的，飞行员可以保持高度(例如，在失去轻于空气的气体的情况下)，加速上升或强制下降。强制下降的能力导致另一个优点:在正常着陆操作期间，不需要从模块 38 排出气体。

旋转器 48 和 50 以及它们各自的轴代表响应飞行员或自动指令控制旋转喷气发动机 40 和 42 的装置。例如，它们可以包括响应来自控制面板 32 的电控制信号而运行的电动机。发电机 52 或任何其他合适的电源(例如电池)可以向这些马达、控制面板 32 以及飞行器 10 中的其他机构(例如电梯马达 24)提供电力。或者，旋转器 48 和 50 可以是液压系统中的部件。

喷气发动机 40 的燃料包含在燃料箱 54 中(图 3)位于船底部的船体部分 14 内。类似的燃料箱，图中未示出 3，设置在飞行器的另一端用于喷气发动机 42。尽管未示出，合适的安全屏障，例如在船体部分 12 和 14

舱室 16 和舱 18 免受各种燃料箱的影响。

控制面板 32 包括飞行员可接近的用于启动和停止喷气发动机 40 和 42 的装置。因此，飞行员可以在不需要时关闭发动机，例如，当飞行器 10 停在空中时，并在离开时重新打开发动机。当坐在控制面板 32 上时，需要空气空间。

如图 2 所示如图 1 所示如图 3 所示，有效载荷舱 18 可以从船体部分 14 上拆下并下降到地面。连接到船体部分 14 的可伸缩夹具 56 将吊舱 18 保持在船 10 底部的适当位置。当它们被释放时，液压或电动马达 58 和 60 可以通过缆绳 62 和 64 降低吊舱 18。优选地，线缆 62 和 64 足够长以将吊舱 18 降低到地面，同时飞行器 10 安全地悬停在离地面相当高的高度(例如，100 英尺或更高)。当乘客和货物被装载和卸载时，锚 66 将舱 18 固定到地面。尽管图中未示出如图 3 所示，吊舱 18 包括禁止转载检修门。

因此，货物和乘客可以在地面上装载到有效载荷舱 18 中或从有效载荷舱 18 中卸载，而无需登陆艇 10。交换只需要相对较小的地面空间，其大小足以容纳吊舱 18。该区域可以被高大的树木或建筑物阻挡，这可以通过保持飞行器 10 足够的高度来安全避免。吊舱 18 上方空气中的飞行器 10 的平衡由副翼 13 和 15 自动保持，或者，如果需要，由飞行员使用喷气发动机 40 和 42 手动保持。

根据这种构造的另一方面，锚 66 可以与吊舱 18 一起设置在地面上，并且马达 58 和 60 可以被通电以将船只 10 绞盘到地面。另外，线缆 62 和 64 可以可释放地连接到荚豆体 18，从而便于荚豆体的更换。

参照附图 4A 和 4B，副翼驱动器 70 和 72 分别通过臂 74 和 76 连接到副翼 13 和 15。驱动器 70 和 72 通常是电动机，它们构成包括飞行器方位检测器 78 的伺服机构的一部分。如图 2 所示如图 2 所示，在飞行器 10 中示例性地存在四个这样的探测器 78，并且四个探测器中的每一个都通过导线 80 电互连。检测器 78 感测

QQ475725346

之间延伸的垂直防爆和防火壁，将位于船上，以保护

飞行器 10 相对于参考平面的方向,例如水平方向。每个探测器可以包括陀螺仪或水银开关,其产生指示飞行器方位变化的误差信号。这些误差信号又被发送到驱动器 70 和 72 至 75 中选定的驱动器,以激活它们相关的副翼并补偿这种变化。

例如,在图 1 中 4A,上部副翼 13 显示为处于远离船体部分 12 的启动位置。假设基本上沿箭头 82 所示方向吹的风导致了图 1 所示的飞行器 10' 的结束 4A 向下移动到所需方向之外,并使一个探测器 78 检测到这一点,并将副翼 13 移动到所示位置。在所示位置,风将副翼 13 反作用,在其内表面上产生向上的力,这导致飞行器 10 的端部向上移动,从而补偿最初由风引起的变化。

在图如图 4B 所示,下部副翼 15 处于远离船体部分 14 的活动位置。在这种情况下,假设基本上沿箭头 84 所示方向吹的风已经移动了图 1 所示的飞行器 10 的末端 4B' 向上,使一个检测器 7B 检测到这一点并启动副翼 15。现在,25° 的风在副翼 15 的内表面上施加向下的力,导致飞行器 10 的末端向下移动,再次补偿最初由风引起的变化。

30

副翼 13 和 15 以这种方式帮助保持飞行器 10 的平衡,即使面对变化的风和湍流。由检测器 78、驱动器 70 和 72 以及副翼 13 和 15 组成的伺服机构最好设计成响应速度 35 比飞行员手动调节副翼所能提供的速度短得多。此外,为了补偿飞行器 10 姿态的特定变化,优选的是在给定时间启动一个以上的副翼。例如,在飞行器 10 的一端,两个或多个相邻的上部副翼 13 可以被激活,而在飞行器 10 的相对端,两个或多个下部副翼被激活。此外,相邻的副翼可以被激活到不同的水平和倾斜角度,从而在飞行器的圆周周围产生翘曲效应 45。

飞行员还在面板 32 上设置有控制装置,例如操纵杆控制装置,用于使伺服机构失效,并用于手动操作副翼 13 和 15,以在保持 50° 的空中飞行期间辅助飞行器 10 的转向。例如,副翼可以被飞行员用来启动偏离水平飞行。

图 1-3 所示的飞行器实施例 1005、6 和 7 包含内部推进机构。另一方面,飞行器 100 在结构上类似于图 1 和 2 中的飞行器 10 图 1 至 4 中相同的附图标记表示相同的部件。

就像在 HGS 看到的。如图 6 和 7 所示,飞行器 100 包括安装在飞行器重心附近的四个风扇。如图 60 所示如图 7 所示,每个风扇 110 单独封装在外壳 112 中,并且三个空气导管从每个外壳 112 延伸。第一空气导管 114 在船中向上延伸至船体部分 12 顶部的开口 115。第二空气导管 116 在船中向下延伸到船体部分底部的开口 117。第三空气导管 118 在飞行器中横向延伸到开口 119(图 1)5)靠近工艺圆周。

在空气导管 114、116 和 118 与外壳 112 的接合处,可分别通过挡板致动器 134、136 和 138 移动的可调节枢转挡板 124、126 和 128 改变通过每个导管的相对空气流量。襟翼致动器 134、136 和 138 通常是电动机,可由飞行员通过位于控制面板 32 上的合适的控制装置来控制。此外,每个风扇 110 的节距可由飞行员通过控制面板 32 上的适当控制装置来改变,以改变通过导管 114、116 和 118 的空气流的速度和方向。因此,风扇 110 可以根据飞行员选择的襟翼和风扇间距,使空气向上、向下或横向穿过飞行器。

飞行员可以使用该推进机构向前、向后或横向推进

飞行器 100,或者加速飞行器的上升或强制下降。例如,为了迫使飞行器 100 下降,飞行员启动襟翼 128 以关闭横向空气导管 118。襟翼 124 和 126 保持打开。风扇 110 的间距被选择成从飞行器底部的开口 117 吸入空气,并在飞行器顶部的开口 115 排出空气。对四个风扇 110 中的每一个的类似控制选择导致飞行器 100 在空中向下移动。

为了在特定的横向方向推进飞行器 100,可以使用两个沿该方向对齐的直径相对的风扇 110。在这两个风扇的每一个中,挡板 124 被启动以关闭导管 114,而挡板 128 和 126 保持打开。选择这两个风扇中的一个的间距,以从飞行器底部的开口 117 抽吸空气,并在飞行器一端的开口 119 排出空气。两个风扇 110 中的另一个的间距被选择成沿相反方向移动空气,即从飞行器另一端的开口 119 吸入空气,并在飞行器底部的开口 117 排出空气。两个风扇 110 的联合作用使得飞行器 100 沿着穿过所使用的两个风扇 110 的飞行路线在空气中横向移动。显而易见,襟翼位置和风扇间距选择的许多其他组合使得各种其他飞行器制造成为可能。

可变桨距风扇 110 和襟翼致动器 134、136 和 138 均可由发电机 52 电动操作和驱动。或者,风扇 110 可以由内燃机提供动力。

因此,根据本发明的各种实施例构造的比空气轻的飞行器具有几个优点。铁饼形状,加上分布在飞行器周围的可自动控制的副翼,增加了稳定性,便于控制。即使在悬停时,变化的风和湍流对飞行器的不利影响也减少了。货物和乘客可以装载到飞行器上或从飞行器上卸下,而不需要将飞行器带到地面。装载和卸载程序所需的时间和地面空间被最小化。

显而易见的是。上述工艺仅说明了本发明的两个具体实施例,并且可以由本领域技术人员以多种方式进行修改例如,偏离图 1-3 所示的圆形轮廓图 2 和图 6 可以在每个飞行器中制造,同时仍然保持铁饼状的形状。飞船的大小可以根据要携带的有效载荷来选择。结合飞行器 100 描述的推进机构可以多种方式变化。可以使用安装在飞行器内部的禁止转载喷气发动机来代替四个变桨距风扇

QQ475725346

一个或一个以上

通过推进控制空气导管输送空气。代替或除了安装在飞行器 100 内部的气流控制襟翼之外，空气控制装置，例如枢转襟翼或叶片，可以安装在飞行器外表面的每个空气导管开口处。可以包括比飞行器 100 中所示更多或更少的空气导管。此外，在两个实施例中，我描述了各种物品的具体放置，例如乘客座椅、飞行员座椅和控制面板、发动机、电源和其他物品。这些位置可以从一个工艺到另一个工艺改变 10。因此，我相信这些和其他修改显然在本发明的真实精神和范围内，并且所附权利要求的目的是覆盖所有这些修改。

我声称新的并希望通过美国 5 号专利证书获得的是：

1. 一种比空气轻的飞行器，包括：
 - A. 包括上船体部分和下船体部分的铁饼形船体；
 - B. 用于在所述船体内部容纳 20 体积比^{空气}轻的气体以向所述船只提供升力的装置；
 - C. 安装在所述船体上的推进装置，用于在飞行中移动所述飞行器；
 - D. 用于控制所述推进装置的装置；^{和 25}
 - E. 稳定装置包括分布在所述上船体部分周围的多个副翼和分布在所述下船体部分周围的多个副翼，所述副翼可相对于所述船体部分选择性地移动^地，以提供可变的控制表面来改变所述飞行器在飞行中的方位。
2. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，其中所述壳体围绕穿过飞行器中心的垂直轴线 35 基本对称^地成形，由此所述壳体的周边基本上是圆形的身材。
3. 如权利要求 2 所述的轻于空气的飞行器，其中所述船体的最大厚度不大于所述船体总直径的大约五分之一。⁴⁰
4. 如权利要求 2 所述的轻于空气的飞行器，其中所述稳定装置还包括
 - i. 用于感测所述飞行器方位变化的装置，以及
 - ii. 耦合到所述飞行器方位感测装置⁴⁵的装置，用于自动致动至少一个所述副翼以补偿所感测的变化。
5. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，还包括位于所述船体顶部中心的乘客和船员舱。
6. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，还包括位于所述船体底部中心的有效载荷舱。
7. 如权利要求 6 所述的轻于空气的飞行器，其中所述吊舱可从所述船体拆卸，并且所述飞行器还包括用于在所述飞行器保持高于地面的高度时将所述吊舱升高和降低到地面的装置，由此乘客和货物可以装载到所述吊舱中和从所述吊舱卸载，而不用将所述飞行器带到地面。
8. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，其中

- A. 所述推进装置包括安装在所述船体外围直径相对位置的第一^和第二喷气发动机，所述喷气发动机可在垂直平面内旋转；和
- B. 所述推进装置包括用于在垂直平面内旋转所述喷气发动机以改变其推力方向的装置。
9. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，其中：
 - A. 所述推进装置包括多个在所述船体的内部和所述船体外表面的开口之间连通的空气导管，以及至少一个安装在所述船体内部的风扇，用于通过所述空气导管移动空气；和
 - B. 所述推进控制装置包括用于改变流经所述空气导管的空气的方向和体积的装置。
10. 如权利要求 1 所述的轻于空气的飞行器，其中所述轻于空气的气体容纳装置包括分布在所述船体内部的多个离散的轻于空气的气体容纳模块。
11. 一种比空气轻的飞行器，包括：
 - A. 包括上船体部分和下船体部分的船体，所述船体是铁饼形的，在船体的中心处具有最大厚度，并且厚度在径向方向上向船体的外围逐渐减小；
 - B. 用于在所述船体内部容纳一定体积的比空气轻的气体以向所述船只提供升力的装置；
 - C. 安装在所述船体上的推进装置，用于在飞行中移动所述飞行器；
 - D. 用于控制所述推进装置的装置；
 - E. 稳定装置包括
 - i. 围绕所述上船体部分的周边分布的多个副翼；
 - ii. 围绕所述下船体部分的周边分布的多个副翼；
 - iii. 所述副翼可相对于所述船体部分选择性地移动，以提供可变的控制表面，用于改变所述飞行器在飞行中的方位；
 - F. 乘客和船员舱，位于所述上船体部分的顶部中心；
 - G. 有效载荷舱，位于所述乘客和船员舱下方的所述下船体部分的底部中心；
 - H. 将所述有效载荷舱连接到所述乘客和船员舱并延伸穿过所述船体中心的通道；
 - I. 用于从所述船体分离所述有效载荷舱的装置；和
 - J. 用于从所述船体分离所述有效载荷舱的装置；和
 - J. 用于在所述飞行器保持高度时升高和降低所述有效载荷舱到地面的装置。由此乘客和货物可以被装载到所述吊舱中和从所述吊舱中卸载，而不用将所述飞行器带到地面。
12. 如权利要求 11 所述的轻于空气的飞行器，其中所述稳定装置是可自动控制的，并且还包括用于感测所述飞行器方位变化的装置和耦合到所述飞行器方位感测装置的装置，用于自动致动至少一个所述副翼以补偿所感测到的变化。

QQ475725346
ONE OR ET

[54] 旋转推力装置，包括在铸件中可旋转的轴向细长转子，该转子具有细长的流体入口和出口槽

[76] 发明人： 阿尔弗雷多·比扎里，经由多纳托
14/5，意大利费伦泽，I-50127

[21] 应用。编号：819, 899

[22] 归档： 1977 年 7 月 28 日

[30] 国外申请优先级数据

1976 年 8 月 9 日意大利

9556 A/76

[51] Int. a.z

..... B64C

[52] u.s. a

29/02 • 244/12.2;

115/52;

[58] 244/19; 244/23° C; 415/66; 416/228

24^{12.2}, 23 C, 9, 19,

244/2, 53B; 115/50, 52; 416/228、232、

[56] 236;

415/66; 180/1 P, 7 P, 7 J

45, 102 11/18<引用参考文献 415/66。
696, 666 4/1902 冰山 115/52
1762, 352 美国专利文件 416/232

1 222 409	10/1931	Densmore.....	416/222 X
2 553 952	5/1951	车工	120/7 页
3 072 366	1/1963	自由王国	244/23 摄
3 402 297	9/1962	威廉姆	416/222 X
3'494', 575	2/1970	Budworth.....	244/2
3 667 704	6/1972	Assmann	244/53 B
3'752'419	2/1973	里克特	244/12.2 X
3 933 325	1/1976	凯琳	244/23 摄

外国专利文件

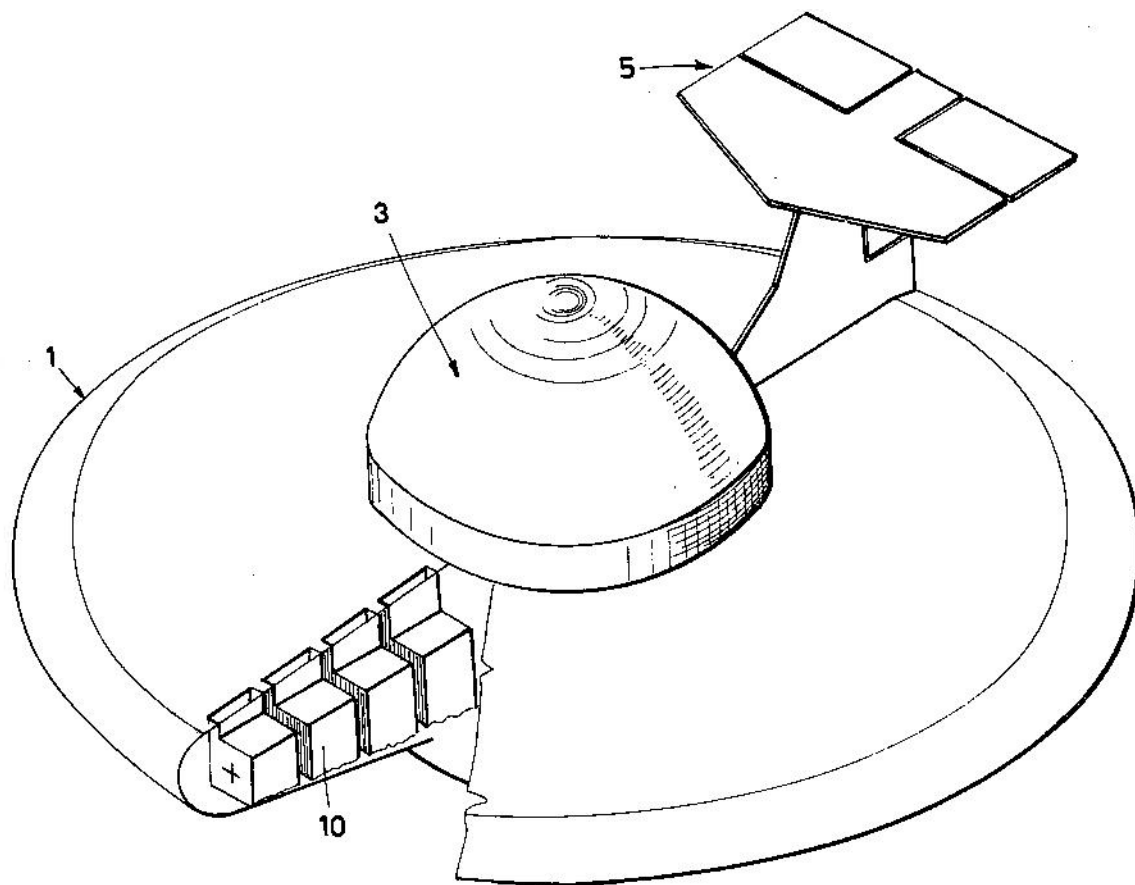
2546220 4/1977 Fed. 德国共和国..... 4162228
371215 6/1939 意大利 180/7 磅

主考官——巴里·1·凯尔马彻律师、代理人或事务所——
—麦克格鲁和塔特尔

[57]摘要

一种流体流动装置，包括容纳在壳体中的转子，该壳体具有槽状入口和出口。成组的这种装置可以用来形成一个飞机推进系统，通过进气口从上方吸入空气，并迫使空气向下通过出气口，以提供升力和水平推力，其效果类似于由鸟的翅膀产生的效果。

6 项权利要求，13 幅图纸。



00475725346

4 165 848
1979 年 8 月 28 日

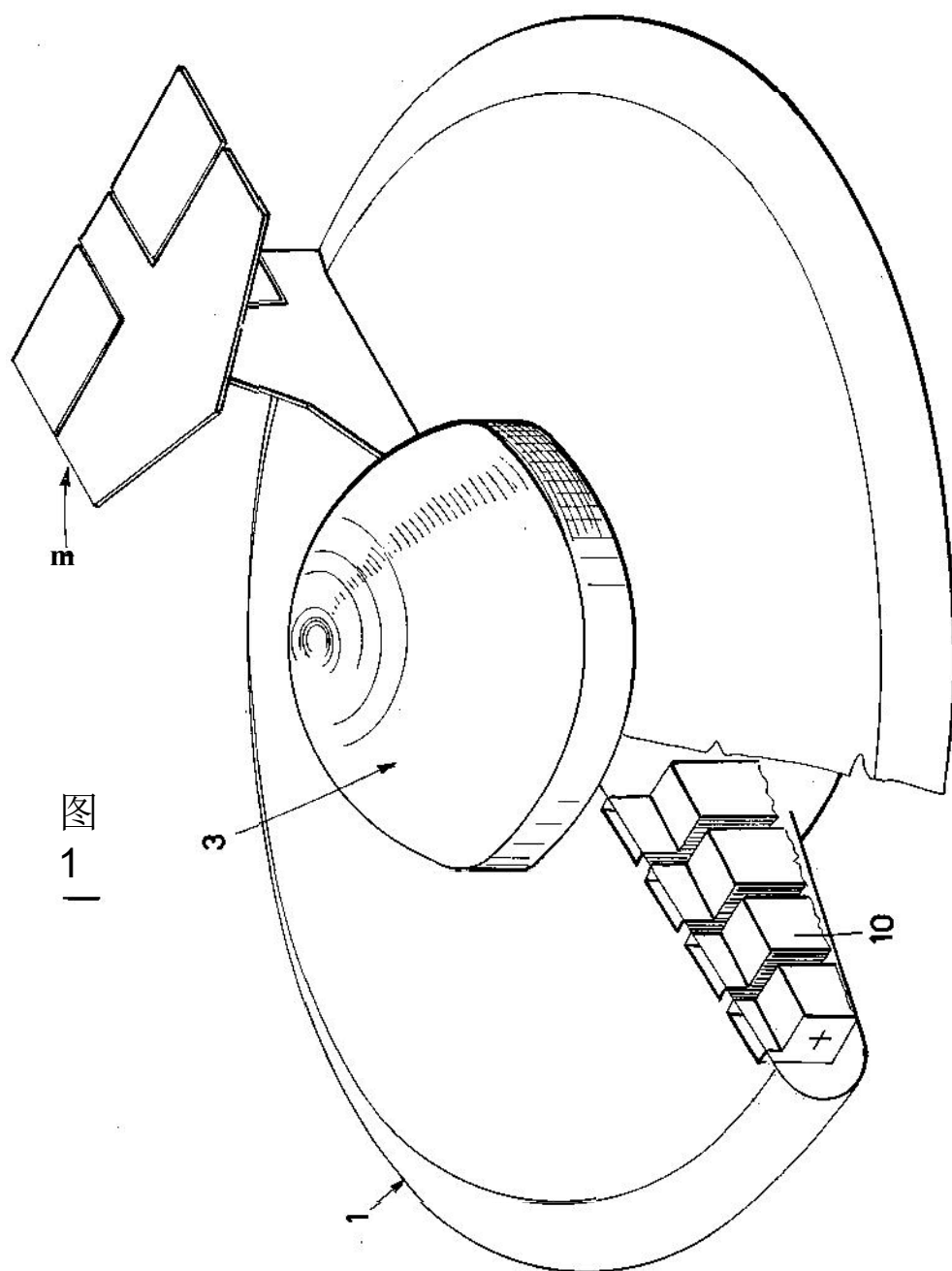
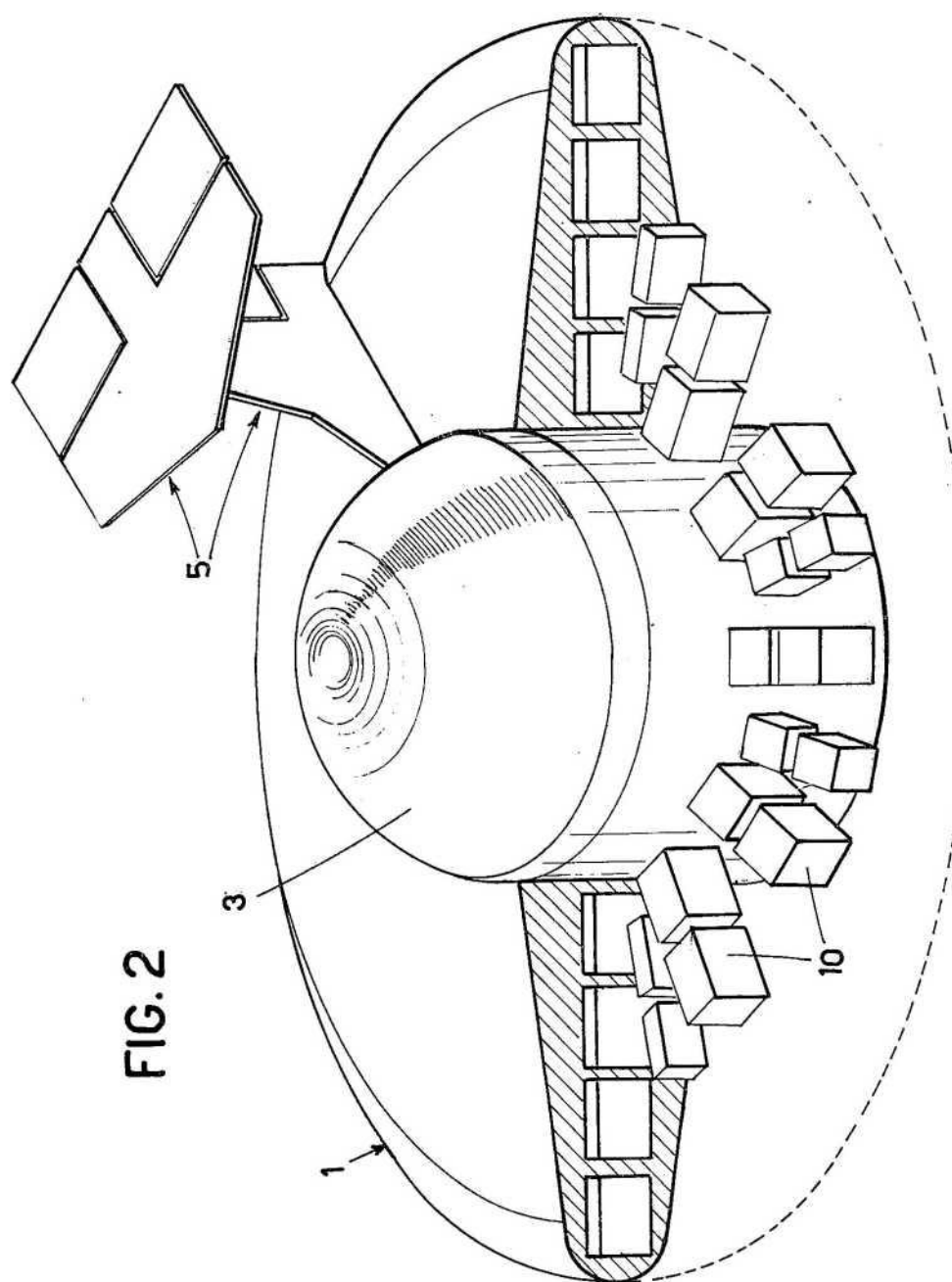


图
1



美国专利 1979 年 8 月 28 日，第 10 页，共 10 页

00475725346



SECRET

图 5

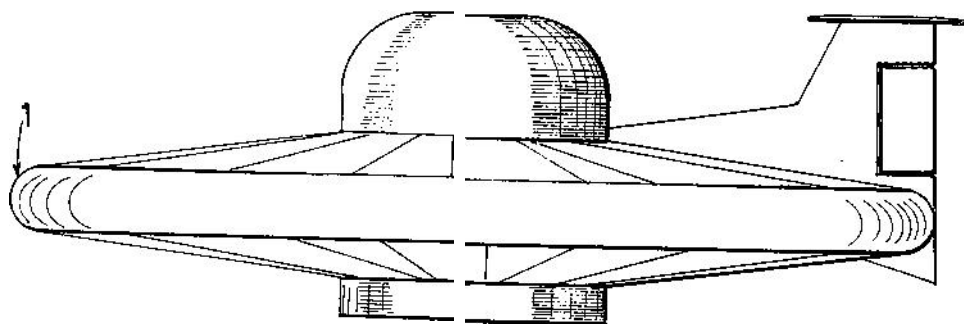


图 6

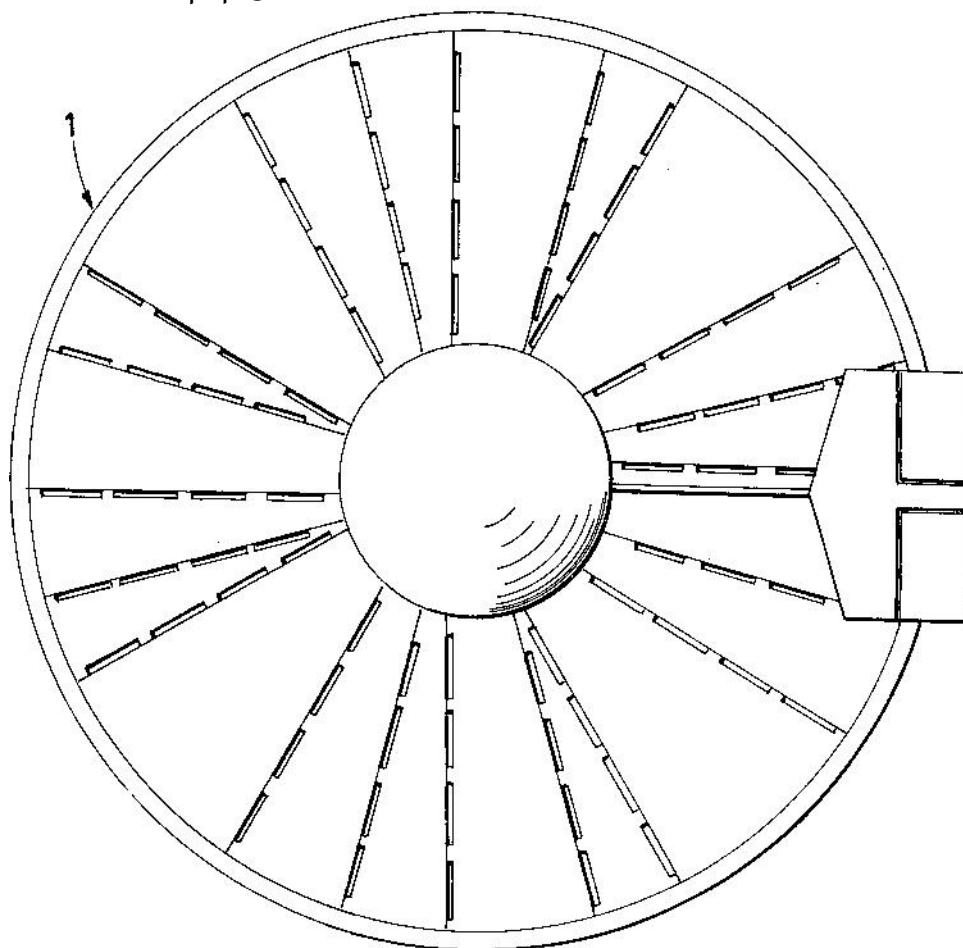
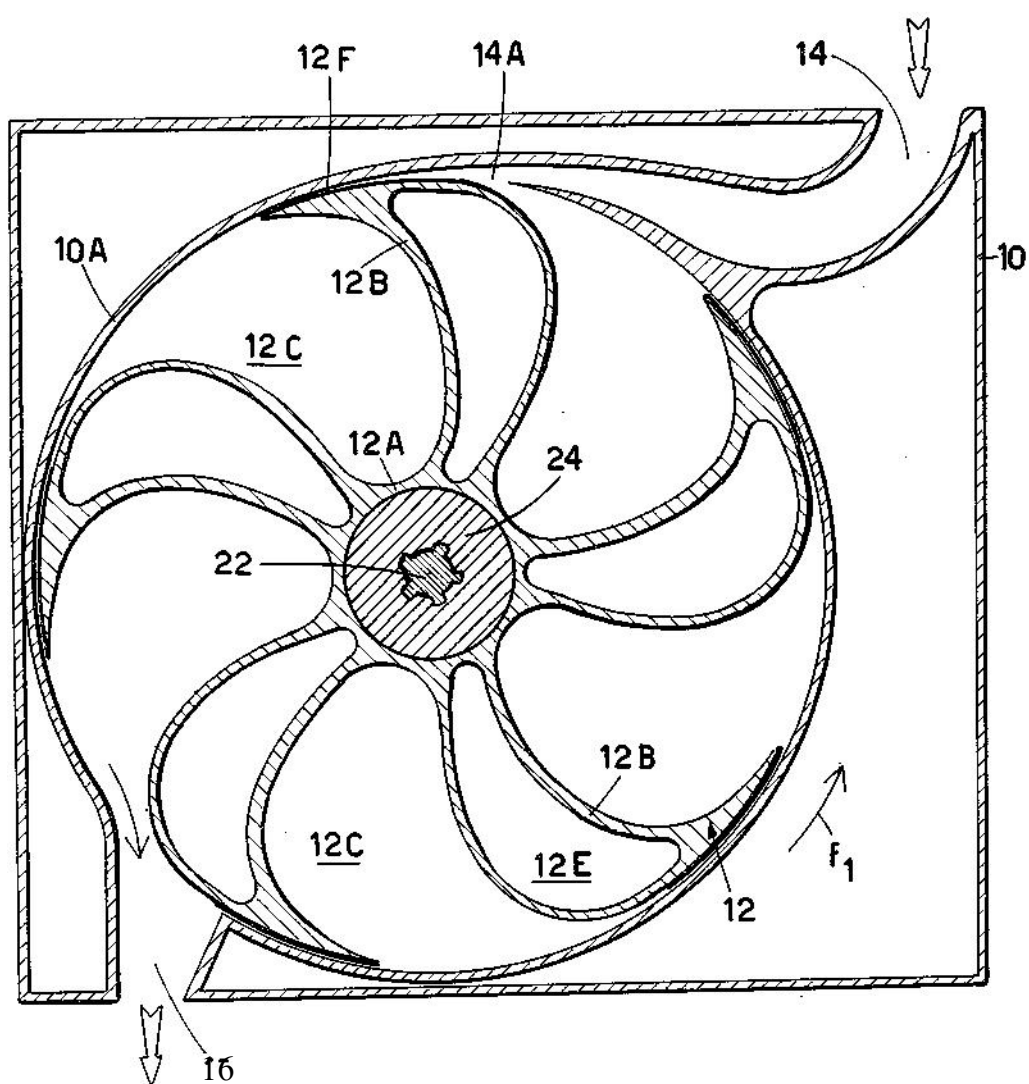
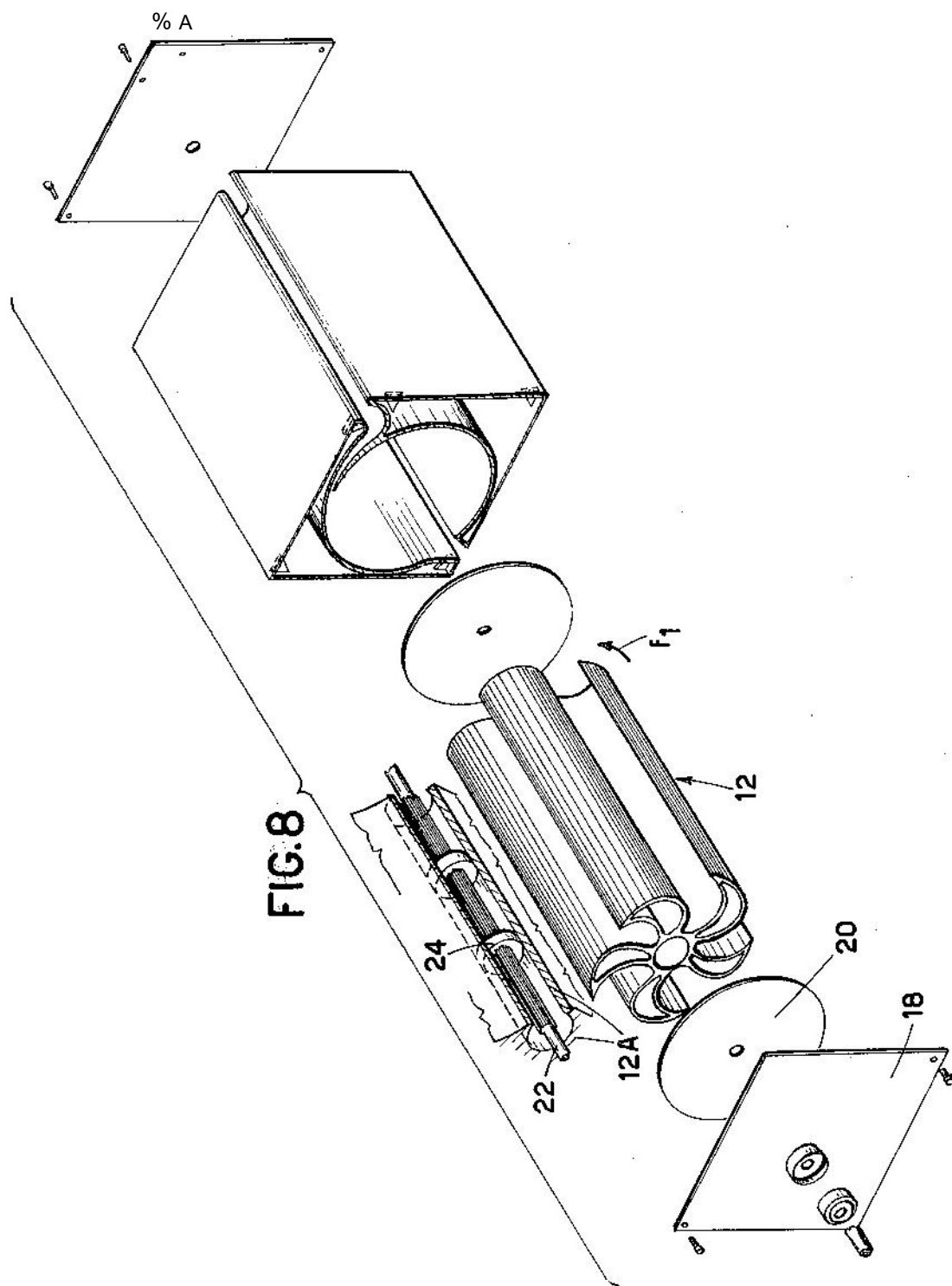


FIG. 7





美国专利 1979 年 8 月 28 日，第 10 页，共 10 页

00475725346



SECRET

12D 10A 12G

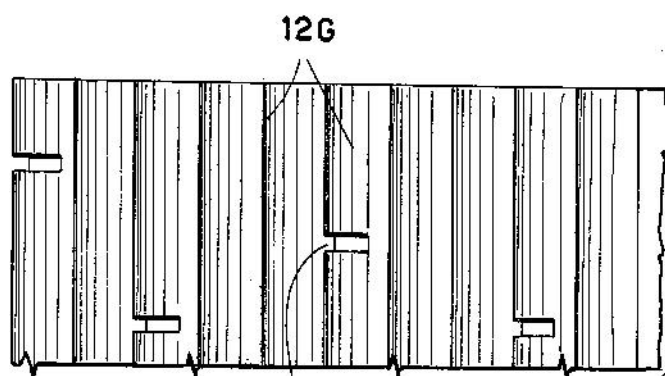
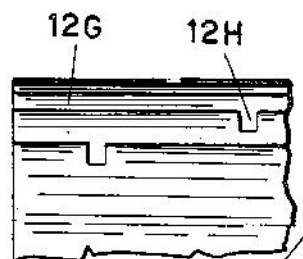
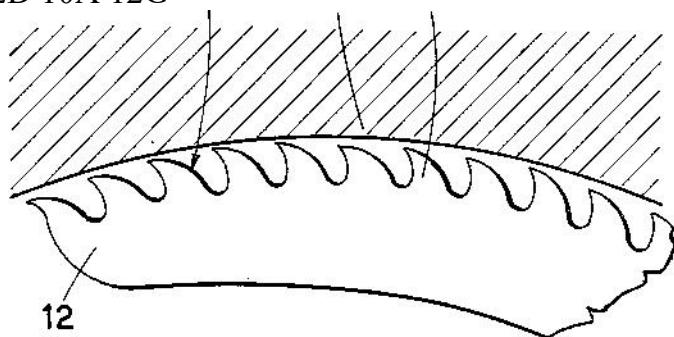


FIG.9

12H

00475725346

FIG. 11

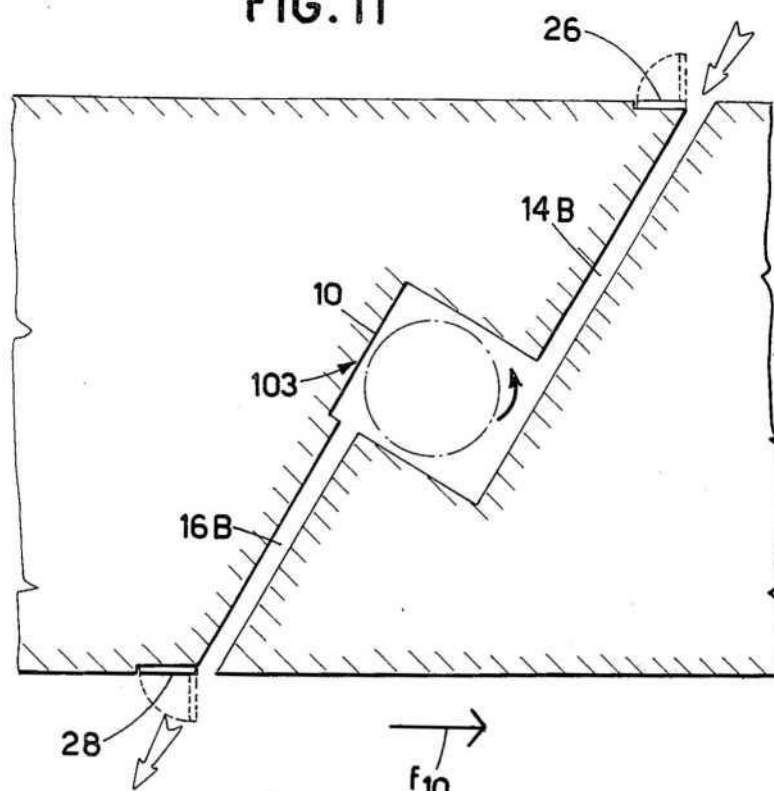
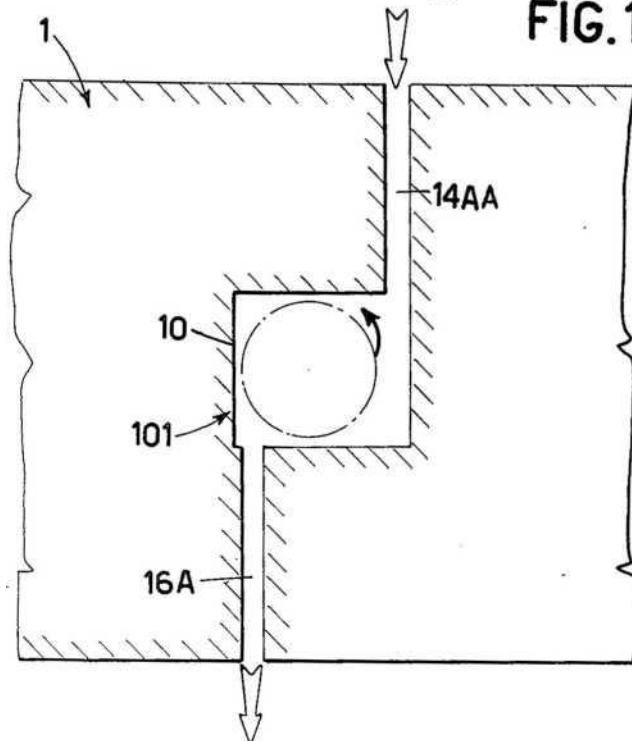


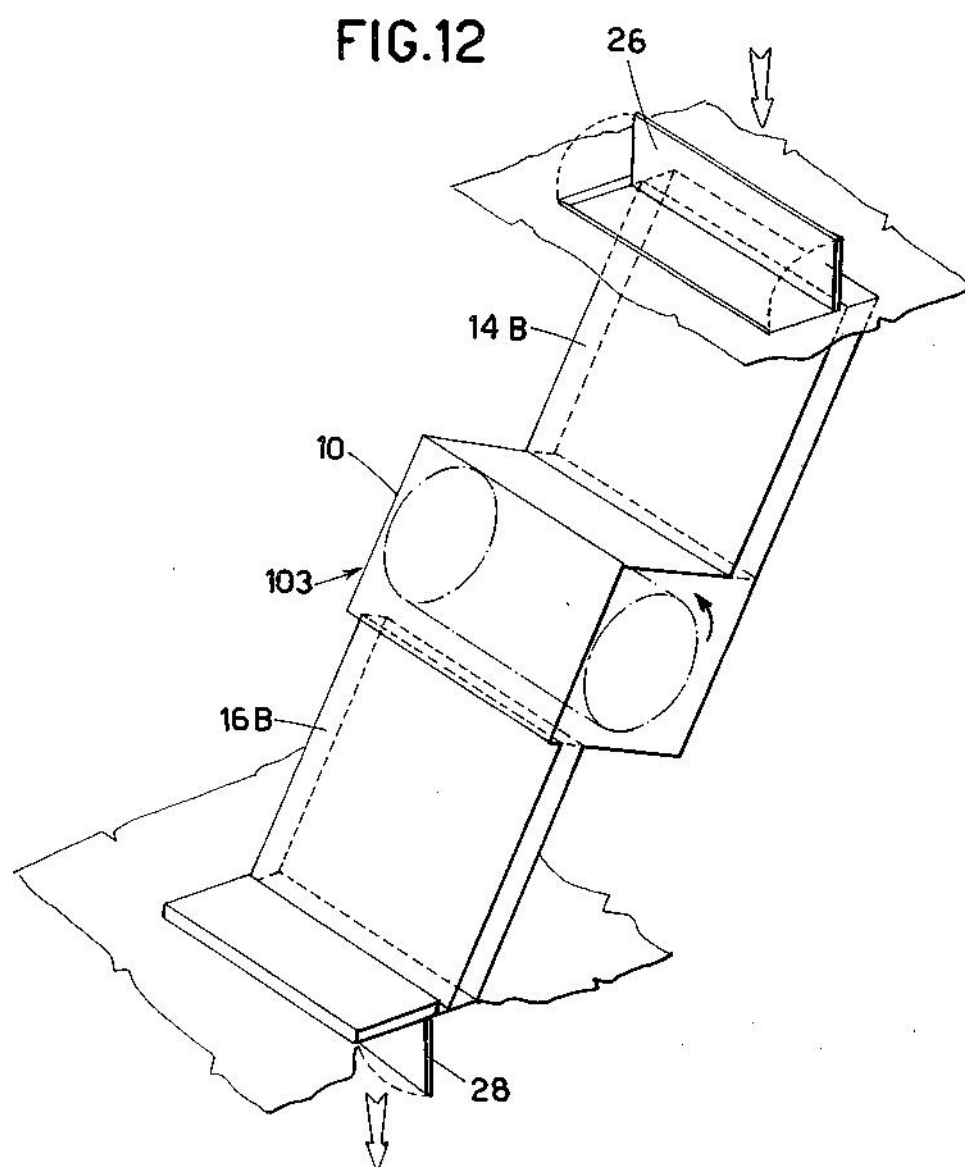
FIG. 10



美国专利 1979 年 8 月 28 日，第 10 页，共 10 页

00475725346

CONFIDENTIAL



00475725346



ORIGINAL

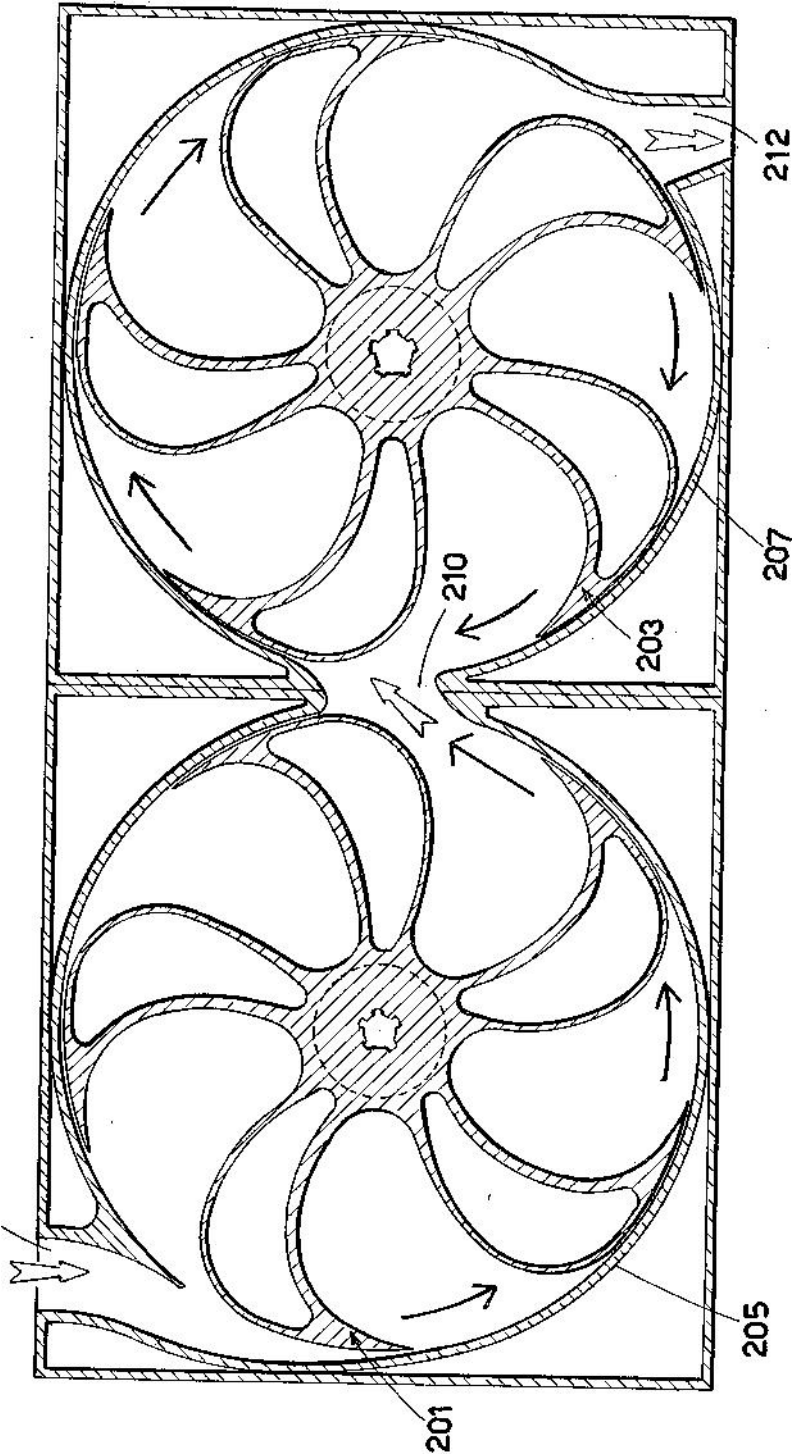
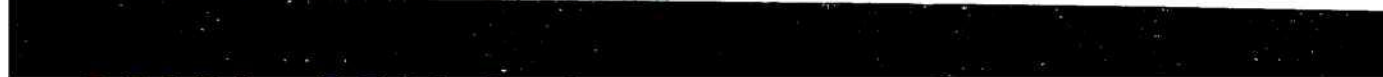


图 13

美国专利 1979 年 8 月 28 日，第 10 页，共 10 页

00475725346



SECRET

旋转推力装置，包括在铸件中可旋转的轴向细长转子，该转子具有细长的流体入口和出口槽 5

发明领域

本发明涉及流体流动装置，更具体地说，涉及用于提供反作用力的流体流动装置，以便为飞行器提供升力或向前运动，或者为地面车辆或水上船只提供推进或制动，并且涉及用作泵或压缩机的流体流动装置。

发明概述 15

根据本发明，提供了一种流体流动装置，包括至少一个转子和用于该转子的壳体，该壳体具有槽状入口和槽状出口。

附图简述

现在将参照附图仅以示例的方式描述本发明的实施例，其中：

无花果。图 1 和图 2 是透视图，其中部分 bro-25 是具有由根据本发明的流体流动装置形成的推进系统的飞机；

无花果。图 3 和 4 分别是垂直剖面图和水平剖面图，显示了飞机的内部结构；

无花果。图 5 和 6 分别是飞机的侧视图和平面图；

图 7 是由根据本发明的流体流动装置形成的气动驱动单元的截面图；

图 8 是驱动单元的分解透视图；

图 9 从三个视图显示了驱动单元的转子和外壳之间的密封布置； 40

图 10 是用于产生提升推力的驱动单元的示意截面图；

图 11 是用于产生提升推力和水平推力的驱动单元的示意截面图；

图 12 是图 45 所示驱动单元的透视图 11；和

图 13 是包括串联转子的驱动单元的剖视图。

单驱动轴。尽管不同组的驱动单元具有至少部分不同的功能，但是每个驱动单元的配置基本相同，现在将详细描述一个驱动单元。

具体来说，参照图 1-3 参考图 7 和 8，10 表示具有上壁和下壁的壳体，上壁和下壁也可以是结构 1 的上表面和下表面的一部分。壳体 10 中的内壁 10A 限定了大致圆柱形或其它旋转截面的座或壳体，该座或壳体围绕轴线限定，该轴线以通常的飞行姿态水平延伸，并且相对于结构 1 径向延伸。外壳包含相应构造的细长转子 12。转子 12 包括芯 12A 和由空间 12C 分隔的成形叶片 12B，

叶片 12B 各自具有用于减轻重量的内腔 12E。成形的叶片 12B 每个都具有前凹面(相对于箭头 F1 所示的旋转方向)和后凸面，这两个表面在叶片的外围通过圆柱形的表面 12F 连接，其直径略小于由壁 10A 形成的壳体的内表面的直径；这些表面 12F 成形为提供密封，并且为此目的(特别参见图 1)9)这些表面 12F 是齿状的，以提供平行于转子 12 的旋转轴线延伸的肋状突起 12G 和通道 12D。突起 12G 和通道 12D 具有翼型截面，并且突起 12G 具有偏移的横向间隙 12H。

从壳体 10 的上壁引出的成形进气导管 14 在 14A 处通向由内壁 10A 形成的壳体。导管 16 在与导管 14 径向相对的位置从壳体引出，用于通过壳体 10 的下壁排出空气。导管 14 和 16 在截面上呈槽状，并沿壳体 10 的长度延伸。

由壁 10A 限定的壳体在其端部由固定到壳体 10 的壁 18 封闭，转子的叶间空间 12C 在其端部由圆板 20 封闭(见图 1)8)。壁 18 和板 20 被花键轴 22 穿过，花键轴 22 上安装有与芯 12A 接合的花键支撑件 24，芯 12A 为了减轻重量是中空的。无花果。图 2 和图 3 示出了驱动单元在结构 1 的径向延伸的组中的布置，每组的驱动单元被共同驱动。图 3 更具体地示出了进气槽 14A 和排气槽 16A 如何分别从每个驱动单元延伸到结构 1 的上表面和下表面，用于例如通过进气槽 14A 吸入空气和例如从排气槽 16A 排出空气，以提供向下的推力。

如果驱动单元位于结构 1 中，并且以与结构 1 的上表面和/或下表面间隔开的方式，导管 14 和 16 设置有垂直于结构 1 的表面的延伸部 14B 和 16B(特别参见图 1)10)，张力 14B 和 16B 倾斜于结构的表面，用于推进的目的(特别参见图 1 和 2)11 和 12)；在后一种情况下，副翼 26、28 可以设置在延伸部 14B 和 16B 的外端，以改变驱动单元的动态功能。

附图中所示的飞机包括基本上盘状的结构 1 和形成驾驶舱的中心结构 3，并且可能包括用于飞机推进单元的外壳。结构 1 优选地由包含向上的吸入口和向下的出口的上下连续环形表面限定。飞机还具有垂直和水平方向舵系统 5。

几组流体流动装置位于结构 1 60 的内部，形成多组气动驱动单元，更具体地如图 1 和 2 所示。2、3 和 4。驱动单元从上方吸入空气，并以连续脉冲的形式向下推动空气，以模拟飞行中鸟的翅膀产生的效果。驱动单元组是径向定向的，并且在每组中，转子是同轴的，并且被耦合以通过

图6示出了在结构1的上表面上形成入口的槽的布置,每组驱动单元的槽径向对齐图2和3示出了几组径向驱动单元的外壳10,每组的转子是同轴的。图中参考标号32'4表示驱动组件和/或传动单元,从容纳在结构3或飞机的另一部分中的一个、两个或多个推进单元引出,参考标号34表示燃料箱的可能位置。

转子12和包含它的壳体10A符合拍打翅膀所需的所有要求,即:轻、简单、从上方高进气以及连续向下的空气推力。进气导管14的轮廓及其开口14A的尺寸、叶片外边缘的长度、叶片边缘端部之间的距离以及叶片边缘的外齿已经被设计成增加进气量。

齿圈12G具有双重功能。第一种情况发生在进气阶段,此时翼型截面的小通道12D吸入并吸入口14A中的空气,从而增加由叶片间空间12C产生的进气效果。第二种情况发生在压缩阶段,当从每个间隔空间12C收集的空气通过对壳体10A的内表面的离心作用而被压缩时;除非被阻挡,否则这些空气将会越过叶片边缘,在叶片和壳体表面之间通过。小通道12D迫使夹带在其中并沿顺时针方向旋转的空气线向通道底部移动,以通过离心作用被推动到齿的下一个边缘上。为了防止额外的空气形成粘附到壳体10A的内表面的螺纹,由于空气在通道底部的阻挡,通道设置有横向偏移间隙12H,其允许少量空气从每个通道转移到下一个通道,从而防止螺纹效应。通过在叶片12B的边缘上使用翼型截面齿,获得了气动密封,该气动密封没有由于转子和壳体之间的直接接触而导致的高且危险的摩擦,防止空气沿着壳体的表面逸出到足够的程度,以允许确定空气从导管16猛烈排出的压缩,以及在空气通过导管16之后在每个叶片间空间中的足够的吸力,以便从导管14抽吸空气。以这种方式,为空气的吸入、压缩和排出提供了规则的连续性。

如上所述的驱动单元可以单独使用,也就是说,作为由其轴驱动的单转子,或者,更有利的是,如图所示,一组这样的驱动单元可以布置成一行,由单个轴驱动。在这种情况下,使用一个公共轴承来支撑相邻转子相邻端之间的轴。

驱动单元旨在再现拍打机翼的效果,其主要用途是作为飞机的驱动单元,尽管它也有其他用途,这将在后面讨论。相对于在飞行中具有相当大的滑行动作的传统飞机,附图中所示的飞机机翼被缩短并向前和向后延伸,直到它们结合形成圆盘形状。如果飞机仅通过禁止转载驱动单元引起的拍打效应来保持飞行,并且当拍打效应停止时,飞机不具有滑行动作,则圆盘的上表面和下表面不必是连续和平滑的,并且具有支撑禁止转载驱动单元的暴露结构就足够了。然而,由于省略滑行或涉及滑行的飞行组合是不方便的,特别是在故障的情况下,盘表面被适当地覆盖和平滑,如附图所示。

图4示出了不同驱动单元组的位置。驱动单元组分为前后组和左右侧组。前组和后组101和102(相对于由箭头f10指示的飞机运动方向)在飞行期间仅具有支撑或提升功能。机组101和102布置在飞机的纵向轴向区域。为了平衡组101和102的驱动单元的效果,设置在组101和102的横向侧的驱动单元组的驱动单元设置有以镜像对称方式设置的入口和出口槽,并且位于飞机纵轴上的各个组的槽相对于纵轴偏移,并且关于纵轴对称设置。

侧向组103和104具有双重提升和牵引功能。

驱动单元组105和106分别布置在形成前组和后组101和102的组之间,用于操纵目的;类似地,用于操纵目的的驱动单元组107和108布置在形成侧向组103

和104的组之间。

通过比较无花果参考图10和11,那些仅具有提升功能的驱动单元和那些具有双重提升和牵引功能的驱动单元之间的差异将是明显的。图10示出了用于支撑或操纵的一个驱动单元(特别是驱动单元101中的一个),其中进气和排气导管14A和16A以及由结构1形成的机翼表面中的相应槽垂直定向,以便仅提供垂直推力。

无花果。图11和12示出了双效驱动单元中的一个(特别是驱动单元103中的一个),其中进气和排气导管14B和16B垂直倾斜。在由结构1形成的机翼表面中的相关狭槽的后部(在飞行方向上)附近安装有两个副翼26和28,这两个副翼容纳在狭槽后面的机翼厚度中。两个副翼枢转90°,进入垂直于机翼延伸的位置,副翼26顺时针方向运动,副翼28逆时针方向运动。当两个副翼处于非工作位置时,它们仍保持在机翼厚度内,进气和排气发生在垂直方向,从而提供向前的推力,而副翼不向空气提供任何阻力,因此不会干扰飞机的水平运动。当飞机只在垂直方向上运动时,副翼转动到它们的工作位置,如图2中虚线所示12,将导管外端的进气流方向从倾斜改为垂直,并部分阻止水平运动。转子壳体10已经在图1和2中示出图11和12处于倾斜位置,仅仅是为了说明驱动单元的双重功能;然而,实际上,为了便于安装,转子壳体

5 将安装在机翼上,使其壁垂直和水平延伸,但进气和外部导管仍将倾斜,如图所示。这些驱动单元也可以用来改变飞机的横向位置。

四组驱动单元 105、106、107、108 比其他组驱动单元小,并且用于通过组合各种推力来操纵飞行器。因此,飞机可以按照飞行员的要求向任何方向移动、倾斜、操纵以及垂直和横向移动。

每组驱动单元由位于结构 3 内的相应涡轮机或其他发动机提供动力:更大功率的涡轮机用于提升和牵引驱动单元,而较小功率的涡轮机用于操纵驱动单元。出于安全原因,优选的是,不是每组使用单个涡轮机,而是使用两个总功率相等的涡轮机,该组的一部分连接到两个涡轮机中的一个,而该组的另一部分连接到另一个涡轮机。在发动机出现故障的情况下,飞机将能够使用剩余的工作发动机和相应的驱动装置滑行。

附图中所示的驱动单元和燃料箱 34 的数量、分布和尺寸仅表示许多可能布置中的一种。经验将使最佳安排得以建立。

结构 3 还包括乘客舱,并且在其下部具有诸如可伸缩车轮的部件。至于可向内缩回的轮子,可以提供两组,每组三个轮子;第一组大而坚固的支撑轮,具有较小的弹性运动,第二组较轻且较小的轮,具有较大的弹性运动。这样,飞机也将能够在陆地上移动,即使在不平坦的地面上也不会失去平衡,较小的轮子移动以适应地面的不规则性。

尽管根据本发明的流体流动装置已经在上文中描述了其作为飞行器推进系统中的驱动单元的用途,但是它也可以单独或串联地用于除了上述目的之外的目的,以便提供空气或液体的流动,例如水或油。现在将给出这些其他用途的一些例子。

A.机动车辆的辅助推力和制动。具有同轴转子的一对或两对流体流动装置横向布置在车辆地板下方。一个装置(或一对装置)提供推进推力,其入口槽(或多个槽)向前,其出口槽(或多个槽)向前。向后。另一个装置(或一对装置)提供制动推力,其进气槽(或多个槽)向后,其出气槽(或多个槽)向前。转子由车辆的发动机驱动,槽可以通过适当的控制装置选择性地打开和关闭,与加速器和制动器连接以提供辅助推力或辅助制动。这种布置是这样的,即在保持转子旋转方向不变的同时,通过关闭相应的槽来关闭制动装置(或多个制动装置),并通过从前面将空气吸入推进装置(或多个推进装置)并向后推动空气,可以获得辅助推力;相反,通过关闭牵引装置(或多个牵引装置)和打开制动装置(或多个制动装置)的狭槽,空气可以被

供辅助制动。

B.抽吸和压缩泵。流体流动装置可以与其它类似装置一起用作排空容器或通道的泵。使用长入口/出口槽代替传统泵中的管道的可能性提供了实质性的优点。

C.水上船只的推进。该装置可用于推进水容器,通过在容器的每一侧设置多组装置,转子垂直于容器的前后轴线延伸,使得水可从前部吸入并向后推动。船体的常规线,逐渐变窄至龙骨,以及朝向船头和船首,应该为在两侧应用足够数量的装置提供足够的空间。消除了传统螺旋桨的所有缺点,新的推进系统沿船体提供了广泛的脉冲分布壁,应该导致更平稳的行驶和更少的振动,并可能增加发动机提供的有效推力。

图图 13 示出了动力单元,该动力单元包括两个协作的平行转子 201 和 203,这两个转子串联操作,并且容纳在各自的壳体 205、207 中。外壳 205 具有直接与第二转子 203 连通的入口 209 和出口 210;与入口 209 相对的出口 212 用作受压空气的出口。两个转子 201 和 203 可以以相同或不同的速度在相反的方向上旋转(特别是第二转子以比第一转子更高的速度旋转),并且它们可以具有相同或不同的几何特征和尺寸。对于两个组合的转子,第一转子从外部(当用于为飞机提供升力时从顶部)吸入空气,第二转子从第一转子接收已经处于压力下并被加速的空气,以在更大的压力下向外(当用于为飞机提供升力时向下)推动空气。

声称的是:

1.一种用于推进车辆的流体流动装置,其组合包括相对细长的、基本水平定向的壳体,该壳体具有限定水平方向的圆柱形壁装置。定向的、轴向伸长的圆形横截面内表面;与所述圆柱形壁装置同轴延伸并安装成在其中旋转的轴向细长转子;在所述转子上的纵向延伸的、周向间隔的叶片,可与所述壳体的所述内表面配合,每个叶片在其周边上具有多个纵向肋,所述肋终止于所述壳体的所述内表面附近,但不与所述壳体的所述内表面接触,每个所述肋具有翼型横截面,并在相邻肋之间限定通道,并且所述叶片具有在所述转子的旋转方向上考虑的径向凹的引导表面;所述肋与所述内表面配合形成流体。所述叶片和所述内表面之间的密封;形成在所述壁装置中并沿所述转子纵向延伸并与其共同延伸的流体入口槽;以及形成在所述壁装置中并沿所述转子纵向延伸并与其共同延伸的流体排放槽。

2.如权利要求 1 所述的流体流动装置,其包括枢转地安装在所述挡板附近的挡板装置。相应的流体入口槽和流体出口槽,用于在操作位置和非操作位置之间移动,由此所述挡板装置用于改变流过所述槽的流体的反作用力。

50

55

60

65

4 165 848

3. 一种用于推进车辆的流体流动装置，包括壳体，该壳体具有壁装置，该壁装置限定了多个水平定向的轴向细长圆形横截面的转子室，所述壳体具有流体入口槽和流体出口槽，并且所述转子室中的一个与所述入口槽连通，而所述转子室中的另一个与所述流体出口槽连通，以及用于将相邻的转子室串联连接成彼此连通的装置，轴向细长的转子，其可旋转地安装在每个所述转子室中，每个所述转子与其相应的室同轴延伸，每个所述转子包括与其相应的转子室的表面协作地关联的纵向延伸的周向间隔的叶片，所述相应转子的每个所述叶片在所述转子的旋转方向上具有径向凹入的引导表面，并且每个所述叶片具有沿旋转方向延伸并终止于其相应转子腔的内表面附近但不与其接触的曲线尖端部分，所述曲线尖端具有多个从所述叶片的后缘外边缘突出的纵向肋，由此所述肋与所述转子腔稍微间隔开，每个所述肋具有翼型横截面并在相邻肋之间限定纵向延伸的通道，所述肋与相应转子腔的内表面配合，以在所述曲线叶片尖端和所述相应转子腔的表面之间形成流体密封，并且所述串联连接相邻转子腔以连通的装置被设置成使得通过其中的流体流导致所述相邻腔中的所述转子沿相反方向旋转。

4. 如权利要求 3 所述的流体流动装置，其中每个所述肋包括间隙装置，该间隙装置相对于彼此横向偏移，以允许限定在相邻所述肋之间的相邻空腔之间的有限流体流动。

5. 一种包括盘状结构的飞行器，所述盘状结构具有上表面和下表面，所述上表面具有多个穿过其开口的表面流体入口槽，所述下表面具有多个穿过所述下表面开口的表面流体排出槽，推进系统位于所述上表面和下表面之间的所述结构中，所述推进系统包括多个流体流动装置，每个所述流体流动装置包括相对细长的基本水平定向的壳体，该壳体具有圆柱形壁装置，该圆柱形壁装置限定了水平定向的、轴向延伸的壳体

门控圆形横截面内表面，与所述圆柱形壁装置同轴延伸并安装成在其中旋转的轴向细长转子，在所述转子上的纵向延伸的周向间隔的叶片，其与所述壳体的所述内表面配合，每个叶片在其周边具有多个纵向肋，其终止于所述壳体的所述内表面附近但不与其接触，每个所述肋具有翼型横截面，并且所述叶片具有沿所述转子的旋转方向考虑的径向凹入的前表面，所述肋与所述内表面配合以在所述叶片和所述内表面之间形成流体密封，在所述壁装置中形成并沿所述转子的纵向延伸的流体入口槽，以及在所述壁装置中形成并沿所述转子的纵向延伸并与其共同延伸的流体出口槽，所述壳体壁装置的所述流体吸入槽和所述壁装置的所述流体排出槽分别与上表面的表面流体吸入槽和下表面的排出槽连通，所述装置的转子可被驱动以通过所述表面吸入槽吸入空气，并通过所述表面排出槽排出空气，以提供向下的推力，某些提供水平推力分量的所述装置和所有提供垂直推力分量的所述装置在向所述飞行器提供升力的方向上，所述推进系统的所述流体流动装置成组布置，每组所述装置的转子同轴，并且每组转子的公共轴线在所述盘状结构中径向延伸，每组各自的流体流动装置具有相同的功能，并且所述装置的所述流体入口槽在所述盘状结构中径向延伸。

6. 如权利要求 5 所述的飞行器，其中所述仅提供垂直推力的装置被布置成其公共轴线与所述飞行器的纵向中心线对齐，所述纵向中心线在所述飞行器的运动方向上延伸；所述装置还提供水平推力分量，该水平推力分量被对准成横向于所述飞机的所述纵向中心线延伸；所述装置提供水平推力分量，所述水平推力分量包括各自的副翼，所述副翼沿各自的流体入口和流体排出槽纵向延伸，并且可操作以改变施加给所述飞行器的水平推进推力，并选择性地实现所述飞行器水平运动方向的改变。

40

45

50

55

60

65

4 165 848

8

60

65

美国专利 IK

Heuvel

[二] 4, 193, 568

[45]1980 年 3 月 18 日

[54]盘式机载运载工具和其中使用的径流式燃气涡轮发动机

[76]发明人: Nomuut L. Heuvel, 14723 SE。华盛顿州肯特市 263 号。98031

[21] 应用。编号: M2, 673

[22] 归档: 切特。1977

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续。第 702, 523 号, 1976 年 7 月 6 日, 被遗弃了。

[51] Int. q? B64C 29/04; F02C 3/14

[52] 美国 Ci ' 244/23 C; 60/39.16 摄氏度; 60/39.3S; 60/39.36; 244/53 R

[58]搜索范围 244/7 R, 53 R, 12.1, 244/12.2, 23 R, 23C; 60/39.34, 39.35, 39.16℃, 39.16 SI, 201, 268; 416/64, 194, 21

[56]引用的参考文献

美国专利文件

- 1868, 143 7/1932 海因策 60/39.3
- 2, 448, 972 9/1948 Gizara 60/39.35
- 2, 508, 673 5/1950 Guthier 416/21
- 2, 628, 473 2/1953 Frye 60/39.35
- 2, 718, 364 9/1955 克拉布特里 244/12 摄氏度
- 2, 836, 958 6/1958 Ward -60/39.35
- 2, 850, 250 9/1958 Smtth 244/7 R
- 2, 927, 746 3/1960 Melen 244/12 C
- 2, 973, 166 2/1961 Stahmer。
- 2, 997, 254 8/1961 Mulgrave et a. 244/12 C
- 3, 018, 068 1/1962 Frost et at ..
- 3, 020, 003 2/1962 Frost et ail 244/23 C
- 3, 045, 951 7/1962 Freeland 244/23 C
- 3, 276, 723 10/1966 米勒等人 244/23℃

- 3, 395, 876 8/1968 绿色。
- 7/1970 Boyd et atn.. 244/23 R
- 3, 568, 955 3/1971
- 3, 699, 771 10/1972 Chelminiski 416/21
- 3, 727, 401 4/1973 Fincher 60/39.16 C
- 3, 774, 865 11/1973 Pinto 244/23 C
- 3, 838, 835 11/1974 克林 244/23 摄氏度

外国专利文件

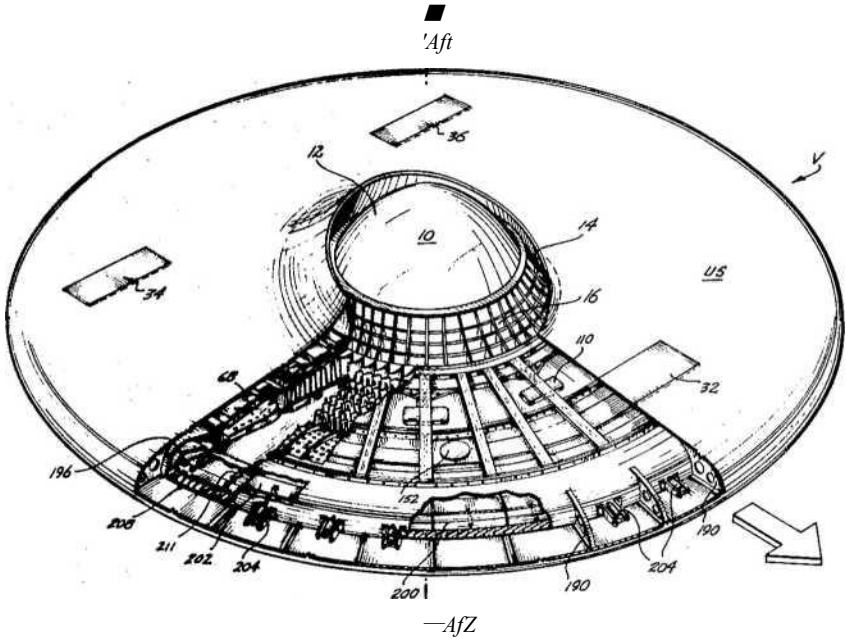
- 523055 3/1956 加拿大 60/39.35
- 678700 1/1964 加拿大。
- 787245 6/696 x C; nn.a^a。

主考官——盖伦·1·赤脚
律师、代理人或公司——格雷比尔公司

[57]摘要

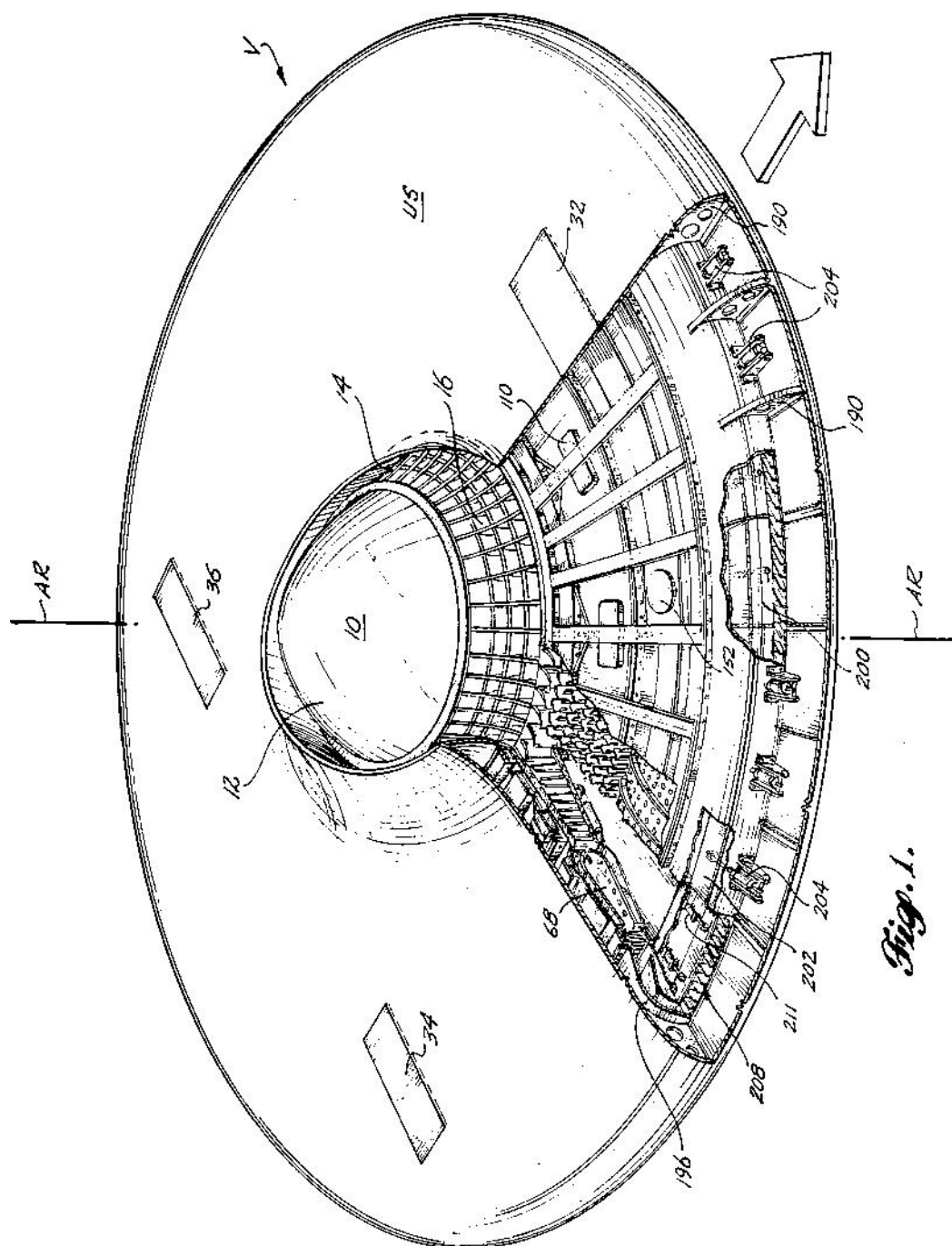
一种环形径向流燃气涡轮发动机和利用该发动机进行喷气推进的飞行器。该发动机包括反向旋转的转子和压缩机部分,该压缩机部分具有反向旋转的相互啮合的压缩机叶片环形排,两个转子共有的环形燃烧部分,其中燃烧区由反向旋转的转子壁限定,以及由反向旋转的排气涡轮叶片环形排组成的涡轮部分。压缩机或涡轮部分都没有定子叶片。-该飞行器包括一个中心轮毂,发动机转子在该轮毂上通过推力轴承旋转,空气轴承保持转子相对于彼此以及发动机转子上方和下方的非旋转壳体部分的公差。通向压缩机部分的空气入口导向叶片也容纳在飞行器的轮毂部分中。从涡轮部分排出的废气选择性地通过环形布置的向下导向的升力推力产生导管和/或向后导向的导管或叶片输送,以产生向前推进。悬停和低速飞行期间的方向控制是通过选择性地制动一个或另一个旋翼来实现的,而在高速飞行期间,方向控制也是通过选择性地控制布置在飞行器上外部表面和下外部表面中的扰流板表面来实现的。

27 项权利要求, 8 幅图纸



QQ475725346





■美国专利 1980 年 3 月 18 日，第 4 页，共 5 页，共 4，193，
568 页

QQ475725346

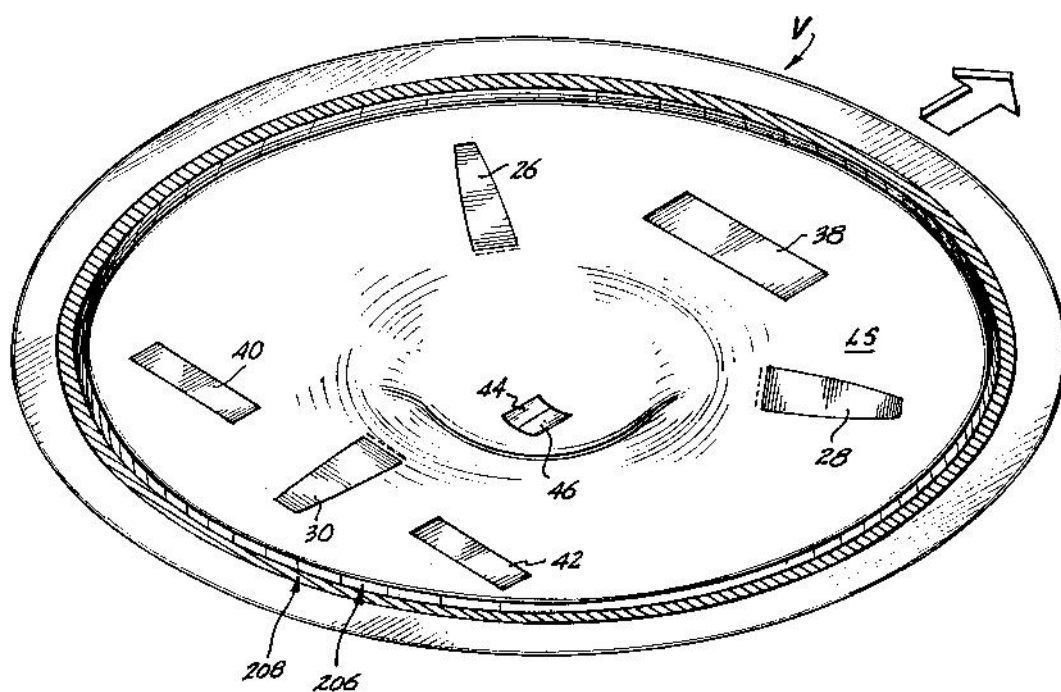


Fig. 2.

■美国专利 1980 年 3 月 18 日，第 4 页，共 5 页，共 4, 193, 568 页

QQ475725346
ONE OR ET

■美国专利 1980 年 3 月 18 日, 第 4 页, 共 5 页, 共 4, 193, 568 页

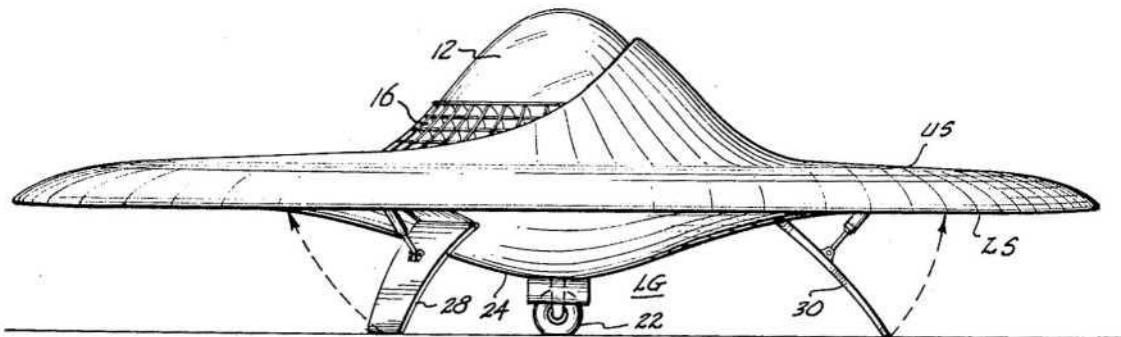
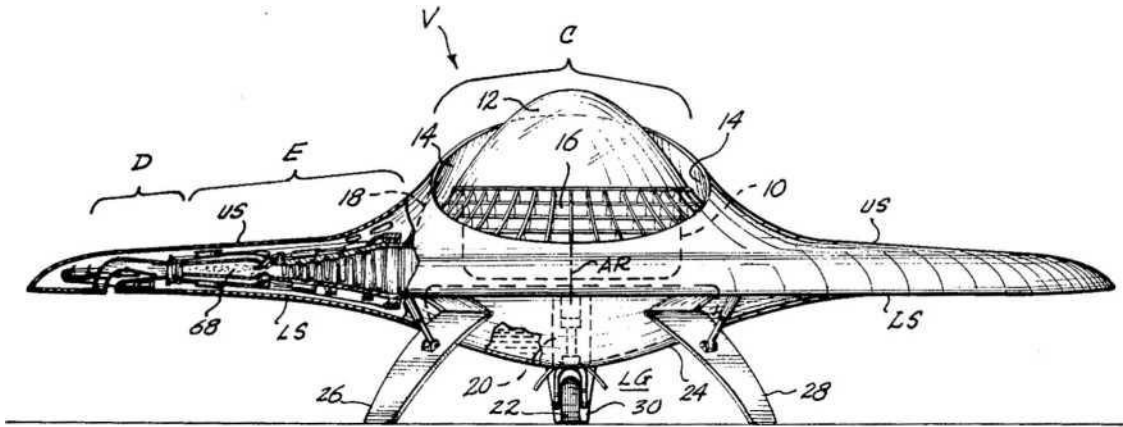
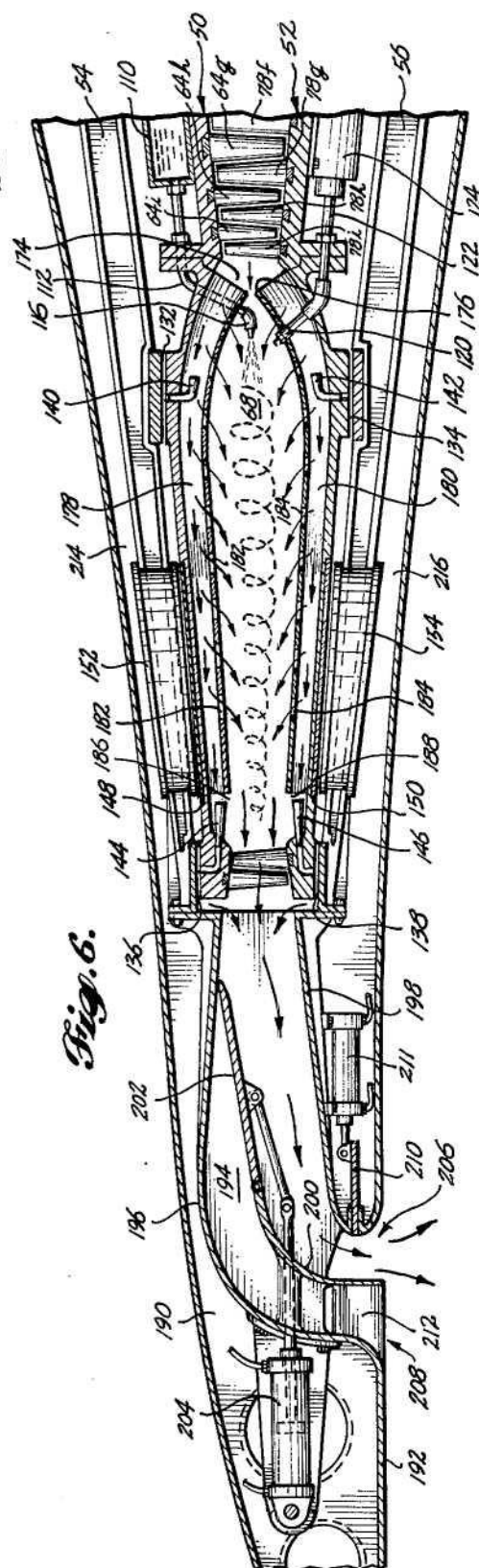
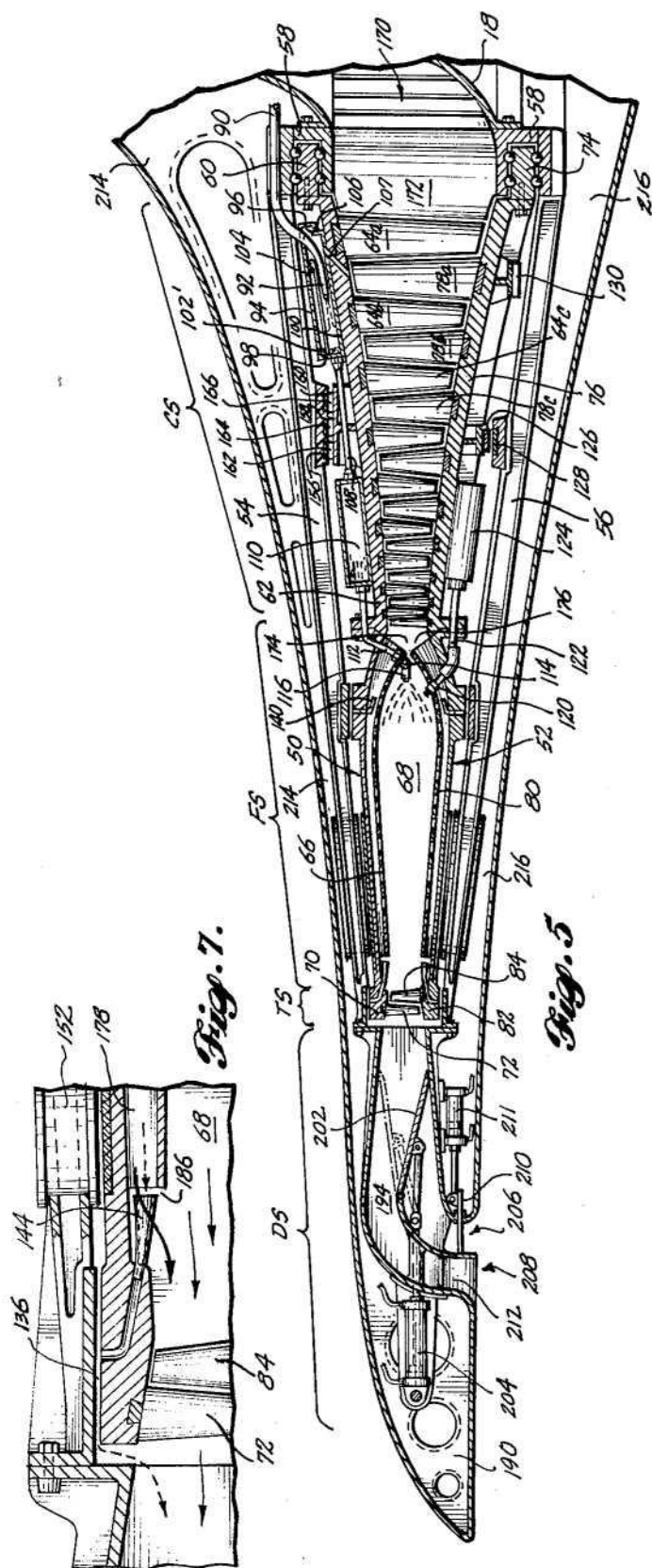
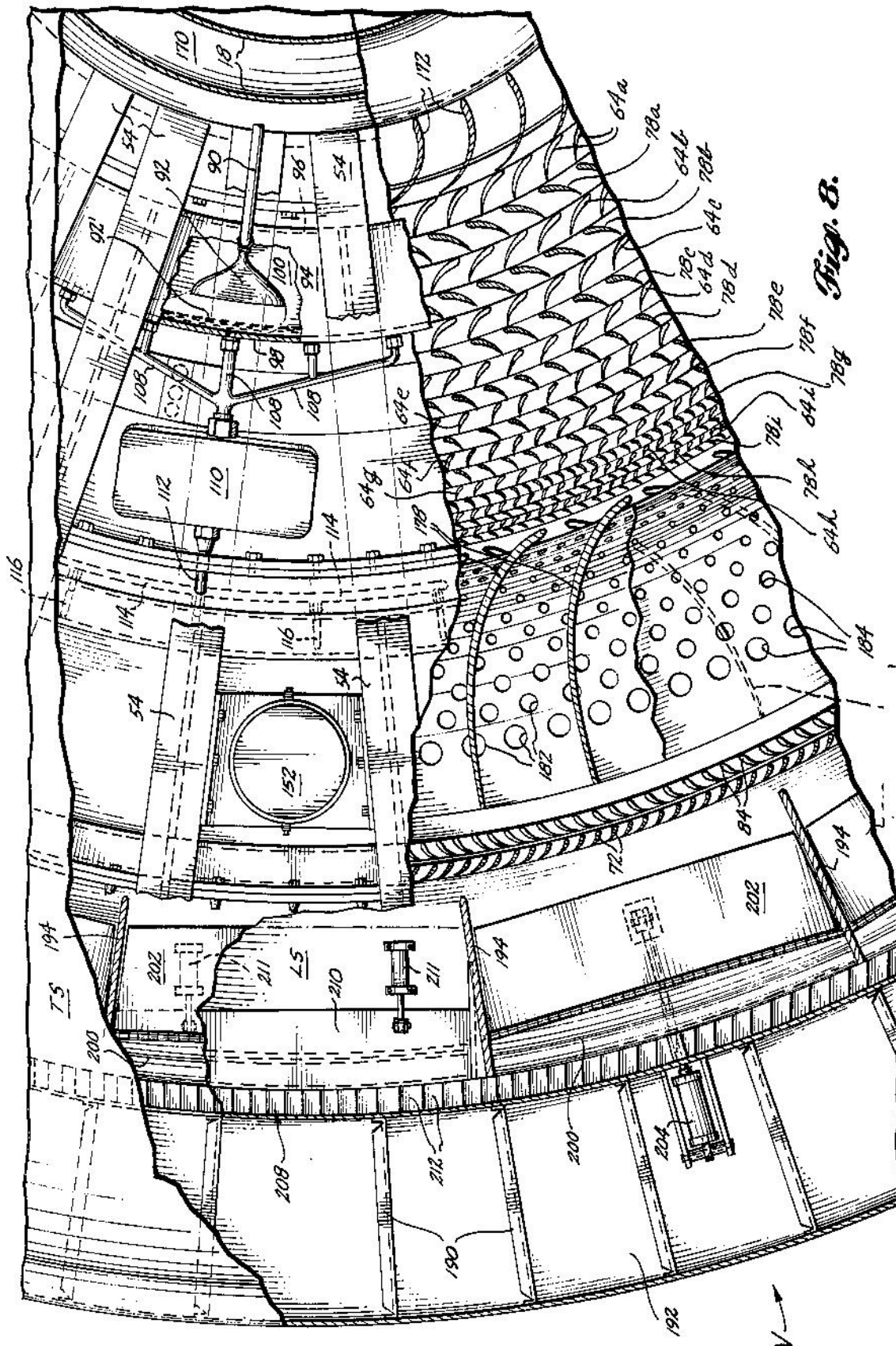


Fig. 4.

QQ475725346
~~ONE OR ET~~



QQ475725346



QQ475725346

1
盘式机载运载工具和其中使用的径流式燃气涡轮发动机

相关申请的交叉引用

5
这是 1976 年 7 月 6 日提交的申请序列号 702, 523 的部分继续申请，现已放弃。

发明背景

1. 发明领域

10
本发明涉及一种环形径向流燃气涡轮发动机和一种盘式机载飞行器，该飞行器采用环形径向流燃气涡轮发动机与推力和空气动力表面控制装置相结合，使飞行器能够垂直起飞和降落、悬停以及进行低速和高速空气动力飞行。

2. 现有技术的描述

15
由径流式燃气涡轮发动机驱动的飞机的广义概念是古老的，例如在史密斯的美国专利中公开的。2, 850, 250 号。在史密斯公开的发动机中，压缩机和涡轮部分需要一组内部定子叶片，这增加了发动机的重量并使其过度复杂。由于多个导管或开口的直径略小于压缩机开口的直径，所以压缩机第一级的空气输入受到限制。这一特征与反向旋转的转子叶片一起产生了不连续的空气流向压缩机输入端。此外，史密斯发动机采用多个所谓的“罐式燃烧室”，每个给定重量的容积相对有限，它们本身简单地容纳燃烧产物，即不对燃料空气混合物或燃烧产物产生湍流或混合效应。史密斯公开的发动机和飞行器布置的另一个缺点是，从燃烧室的环形阵列发射的燃烧产物基本上只从飞行器沿一个方向简单地输送。

20
海因策美国专利。第 1, 868, 143 号公开了一种涡轮发动机，其利用燃料和空气的预混合物与包括反向旋转叶片的压缩机连通。该预混合物通过一个直径相对较小的输入室被一个中空旋转轴吸入压缩机，该旋转轴在一端具有多个孔。如同在史密斯专利中一样，该特征产生预混合燃料和空气到压缩机输入端的不连续流动。海因策还教导了使用矩形燃烧室，其容积至少是压缩前与其连通的输入室容积的三倍。这种构造具有固有的安全性和操作缺点，因为海因策公开了压缩潜在的爆炸性燃料空气混合物，同时提供几何形状不足以维持燃烧的燃烧室。

25
弗罗斯特等人加拿大帕特。第 683, 142 号和第 787, 245 号公开了具有基本相同的径流式燃气涡轮发动机推进系统的盘式飞机的基本相同的内容。在弗罗斯特等人的推进系统中，发动机还需要压缩机和排气定子叶片，并且还采用固定的罐式燃烧室，具有与上面关于史密斯讨论的相同的缺点。弗罗斯特等人的发动机的另一个明显的缺点是，与以本发明的方式使用反向旋转元件相比它使用单个旋转压缩机和涡轮元件与相应的定子元件连接。单个旋转的压缩机和涡轮元件导致过大的扭矩和转子旋转的方向，并且还导致大的回转进动力，在这种类型的发动机的实际使用中呈现出严重的设计和操作简单性。此外，尽管弗罗斯特等人公开了使用空气轴承来支撑径向和轴向载荷，但是弗罗斯特等人的发动机在发动机启动和关闭期间以及在空气轴承本身不能完全满足所需发动机公差的其它发动机运行条件期间，没有提供传统的机械轴承来支撑发动机的转子部分。

30
Mulgrave 等人，美国专利。第 2, 997, 254 号公开了环形设置在车辆下方的提升装置的使用。车辆的向前推进由围绕车辆上表面顺序布置的多个面板提供。虽然 Mulgrave 教导了通过引导一部分废气来使用向前方向的推进，但是这种推进不是通过通常设置在车辆下侧周围的连续环形管道装置来实现的。

35
弗里兰美国专利。第 3, 045, 951 号专利显示了一种推进导管系统，该系统看起来是连续的，但是位于车辆

的水平侧，并且没有设置在车辆下方的外围。

美国专利。第 3, 568, 955 号专利虽然显示了设置在车辆下方的环形推进装置，但没有教导使用连续环形的向前推进。在麦克德韦特，向前推进由位于车辆两端的四个阻尼器提供。

最后，实际上目前使用的所有飞机燃气涡轮发动机都是轴流式的，只提供喷口轴向的点推力，因此必须设计使用这种发动机的飞机。虽然轴流式燃气涡轮发动机已经在一些原型垂直起飞和着陆飞行器中用于推进目的，但是由轴流式发动机的固有点推力决定的设计限制需要大量的排气管道和控制特征，结果这些飞行器仅获得了有限的总体成功。

发明概述

根据本发明的径流式喷气发动机在中心圆柱形轮毂部分接收空气，并在由多个交替的相互啮合的转子叶片组成的两个反向旋转的大致对称的转子的作用下，在向外的径向方向上压缩空气。如此压缩的空气通过散布在燃烧室壁中的孔以径向流的形式输送到燃烧室中，空气湍流叶片也设置在进入燃烧室的空气流动路径中，以帮助冷却燃烧室壁。燃料被喷入燃烧区，并与空气一起连续燃烧，以增加空气质量的速度或动能。通过燃烧产物与涡轮部分中的反向旋转涡轮叶片的反应，从燃烧产物中提取能量，由此提取的能量的一部分用于驱动压缩机部分，而能量的剩余部分用作通过通常布置在飞行器外围的环形排气口的喷射推力，以提供所谓的“面积”推力，这是有区别的

更大的比例。需要相对较大的燃烧室尺寸来防止发动机“阻塞”(即当气流马赫数接近 1.0 时,发动机不能有效地输入额外的空气),在这方面,进气增压室的径向长度应至少约为发动机总径向长度的三分之一。此外,腔室入口几何形状允许入口空气平稳且连续地接近并冲击压缩机的第一级或冲击在第一级上的宽度小于整个压缩机叶片宽度时,通常会发生入口空气的再循环导致压缩机无效运行和压缩机叶片过热。

在所实施实施例中,压缩机 CS 的径向长度约为发动机 E 径向长度的四分之一,其特征径在于径向几何形状径向侧壁构件 62 和 76 急剧收缩或减小。当进气被压缩时,其压力和密度会随着速度的降低而增加。当压缩空气径向远离腔室 14 时,压缩机的收缩侧壁保持压缩空气的相对速度不变。在每排压缩叶片 64 和 68 相对于彼此反向旋转的情况下,每对叶片排的压缩比显著高于在与轴流式发动机的气流马赫数相同的条件下传统的一对叶片排的压缩比。

在所示的实施例中,燃烧室 FS 也占据了发动机 e 的大约四分之一的径向长度。在这方面重要的考虑是燃烧室具有足够的长度以确保燃烧前完全的空气-燃料混合物。此外,燃烧室 14 在空气-燃料混合物进入的下游的横截面积显著较大,产生了较大的体积,其中混合物的速度降低以确保完全燃烧。如图 2 所示如下所述,压缩空气和燃料进入燃烧室时的涡流有助于两者的混合,并促进“火焰稳定”,没有这种稳定,燃烧室中的燃烧就不能自我维持。

在所示的实施例中,涡轮 TS 占据发动机 e 的径向长度的不到大约百分之五。在传统的轴流式发动机中涡轮通常具有增加的横截面积,然而,由于径向几何形状的横截面积自然增加,这一要求在本发明的径流式发动机中显著降低。由于涡轮 72 和 74 设置在车辆 V 的最外侧端的后部和发动机 E 的外侧端,因此叶片 72 和 74 较小,因为叶片在离旋转轴如此径向距离处的速度往往较高。

从结构上看,总体上用 50、52 表示的相应的上部 40 和下部转子元件在发动机运行期间在相应的相对静止的上部和下部发动机壳体 54、56 之间绕图 1 和 2 中示意性表示的旋转中心或旋转轴线反向旋转。1 和 3 在 AR。如将要注意到的,转子元件 50、52 中的每一个基本上是另一个的对称反转。上转子 50 通过轴承环 60 轴颈连接到中心部分 C 中的固定框架构件 58 上,并且其在压缩机部分 CS 中的部分 62 安装有一系列压缩机叶片 64a、64b-64z。除了压缩机部分 CS 之外,上转子元件 50 包括另一个壁部分 66,该壁部分 66 用作燃烧部分 FS 的燃烧室 68 的上壁。转子 50 的燃烧室壁部分 66 的外侧是另一个环形部分 70,在该环形部分中安装有涡轮叶片的环形圈,其中一个在图 1 和 2 中用 72 表示类似地,下转子元件 52 通过轴承环 74 轴颈连接到中心部分 C 的固定框架构件 58,并且包括压缩机部分 CS 中的部分 76,该部分 76 安装连续的、环形设置的一系列压缩机叶片 78a、78b-78。类似地,下转子元件 52 还包括用作燃烧室 68 的下壁 60 的环形部分 80,并且在其位于涡轮部分 82 中的部分 82 中安装有环形布置的一系列涡轮叶片 84。

由于重力原因,上部转子元件 50 承载燃料输送系统的旋转部件。更具体地,发动机 E 的燃料系统包括通向相对静止的燃料排放喷嘴 92 的静止的燃料输送管线 90,如图 2 中最佳示出的如图 8 所示,将燃料喷雾 92' 输送到由固定壁 94、96 和旋转壁 98、100 组成的环形燃料歧管中,旋转壁 98、100 设置有第一密封件 102'、104、106(图 8)。5)其间。禁止转载排气管线,其中一个在图中用 107 表示 5,在环形燃料歧管和压缩机部分的上游级之间提供减压连通,以提供负压来清除燃料蒸汽。来自燃料歧管的旋转部分的燃料通过歧管燃料管线 108 的离心流被拾取(图 8)到燃料控制单元中,其中一个在 110 处示出,其中燃料流量以本身常规的方式计量或调节,以满足需求。从控

制单元 110 输出的燃料通过燃料管线 112 到达歧管管线 114,并在那里分配到各个喷嘴 116,并在那里排放到燃烧室 68 中。例如,在典型的设计中,可以使用大约 16 个燃料控制单元 110 来将燃料输送到燃烧室 68 中的 64 个燃料喷嘴单元阵列 116。

在图 1 和 2 所示的发动机配置中如图 5-8 所示,底部转子元件 52 承载禁止转载燃料点火塞 120,以本身常规的方式点火,例如通过线圈 124 的导线 122,线圈 124 通过接触器和接触环 126、128 通电。下转子元件 52 还承载环形齿圈 130,该齿圈 130 可由起动马达(未示出)接合,该起动马达也可用作附件单元的驱动齿轮。

相应的环形空气轴承适当地设置在发动机的外侧部分,例如靠近燃烧部分 FS 的内侧和外侧末端。因此,例如,如图 2 中最佳示出的如图 6 所示,内侧环形空气轴承 132、134 分别设置在上转子元件 50 和上发动机壳体 54 之间以及下转子元件 52 和下发动机壳体 56 之间,并且外侧空气轴承 136、138 设置在涡轮部分 TS 中。同样如图 2 所示如图 6 所示,加压空气被适当地供应到空气轴承,例如通过将输送到燃烧室的空气的一部分通过相应的冲击管 140、142 和空气通道 144、146 排放到空气轴承。

相应的上部和下部转子元件 50、52 还承载有相应的环形铁磁环 148、150，它们与多个(优选至少四个)相对的电磁线圈一起工作，其中两个如图 1 所示 6 和标记为 152、154，以提供偏航控制。上电磁线圈组 152 或下电磁线圈组 154 的选择性激励的功能是与电磁线圈的激励程度成比例地制动相应转子元件的旋转。由于上部和下部转子元件 50、52 名义上以基本相等的速度反向旋转，如果一个转子元件通过其相关的偏航控制电磁线圈的激励而减速，则转子元件的旋转速度的最终差异在车辆上产生旋转反作用力以改变其方向航向。在这方面，值得注意的是，这种偏航控制完全独立于空气动力学因素。

电路接触环 156、158、160 和相关的接触按钮 162、164、166 布置在上发动机框架 54 和上转子元件 50 之间，并用作单独的电路连接器，例如用于传递到燃料控制单元 110 的节气门控制信号，以及用于接地触点等。

如前所述，以巡航速度流向发动机 E 的气流是由增压室 14 通过冲压吸入空气，并在该室的前部通过叶栅偏转叶片 16。腔室 14 被构造成将进入的空气输送到可以被称为发动机进气区域 170 的区域中，该区域由固定的进气导向叶片 172 占据(注意图 2)8)紧接在第一级压缩机叶片 64a 之前。可以理解的是，第一级压缩机叶片和压缩机叶片 78a、646 至 64z、78z 的每一个相继的级增加了空气的额外压力和能量，直到空气进入紧接压缩机部分 CS 的最后一级下游的扩散区 174。带有反转转子的压缩机部分的几个优点值得注意。首先，所有的压缩机叶片都在为即将到来的气流增加能量，因为在每个连续的压缩阶段都不需要定子叶片来拉直气流。轴流式压缩机中的定子叶片实际上在改变气流方向的过程中吸收或提取能量。其次，对于给定的压缩量，需要比传统轴流式压缩机低得多的转子转速，因为压缩机叶片的连续级之间的相对速度名义上是任一转子相对于相关固定结构的转速的两倍，并且因为每一级压缩都向空气中增加能量，而没有定子装置的介入能量吸收。第三，压缩机叶片以及整个发动机的整个旋转元件的高度对称导致产生很少或没有净扭矩。第四，压气机叶尖上的离心力很大程度上被叶尖与进入空气的反作用抵消，反作用方向相反。第五，通过压缩机的空气流的方向基本上是直的，通过沿着相对于旋转轴线 AR 的基本径向运动方向的运动到达扩散器区域。

扩散区 174 中的压缩空气处于相对静止的状态，即使被反向旋转元件包围。一小部分空气被排出

直接从扩散区 174 通过两个相对的燃烧区壁 66、80 的前缘之间的间隙 176，主要目的是冷却燃料歧管 114 和相关的喷嘴 116。

该空气然后与用于燃料燃烧的一次空气结合，该一次空气由反向旋转的湍流叶片 178、180 从扩散器区域 174 中获得(也注意图 5)8)并通过沿着燃烧室壁 10、66、80 散布的孔进入燃烧室，其中某些孔在壁中以 182 示出

66 和壁 80 中的 184 处，这方面的空气流动方向通常由图 1 中的箭头标记示出 6.应当理解，由于空气输送孔 182、184 沿着燃烧室壁 66、80 的大部分径向尺寸分布，所以燃烧空气逐渐输送到燃料燃烧区。在常用的燃料燃烧术语中，空气进入燃烧的相对内侧区域。区域是。第一空气燃烧或 20。所谓。一次燃烧空气，即进入径向尺寸中间区域的空气，可以称为中间燃烧或二次燃烧。空气，进入燃烧区最下游的空气可以称为鲁迪- 25 或三级燃烧空气。如前所述，

该空气的某些部分也被输送到冲击管 140、142 和空气通道。144、146，以对相应的空气轴承 132、134、136、138 加压。这是……的优点。这种将空气输送到燃烧室 68 的方式使得空气(通过孔 182、184)部分地用于冷却燃烧室壁 66、80，部分地用于延长火焰包络，以便更有效和更完全地燃烧燃料。理论上说，燃料和空气的混合。燃烧区 68 被显著增强。由于空气通过燃烧室壁 66、80 中的孔输送时燃烧室壁 66、80 的反向旋转运动，反向运动的空气输送孔 182、184 实际上提供了螺旋性质的混合作用，该混合作用在整个环形燃烧区中具有或多或少相等的湍流，并且显著增加了燃料/空气混合物的徘徊或停留时间。换句话说，主要空气通过上部的孔 182 输送。室壁 66、45 具有与通过孔 184 输送的一次空气相等且相反的速度和压力的切向分量。在整个燃烧区的气体中产生涡流运动。

50 可以理解的是。紊流叶片 170、180 不仅作为相对于燃烧室壁沿径向和周向的加强件，即在结构意义上作为加强件，而且作为离心压缩机或增压器用于

55 空气被输送到燃烧区。

在如图 1 和 2 所示的燃烧室中如图 5、6 和 7 所示，还值得注意的是，未被湍流叶片 178、180 输送到燃烧区或空气轴承的空气通过相应的上部和下部环形槽 186、188 供给，以在整个燃烧区提供冷却。燃烧室壁 66、80 的外侧范围和涡轮叶片 72、84，以及燃烧的排气产物。

以本身常规的方式，反应和产物的膨胀。当燃烧气体通过涡轮部分的叶片时，燃烧气体被用来驱动压缩机。截面 CS 和适当的附件(通过环形齿轮 130)。布置在发动机 E 的外侧，

QQ475725346
一个或一个以上

通常是外围。该运载工具的一部分可以被称为推力导管部分 DS，其通常包括环形布置的一系列选择性可控升力推力产生导管装置和向前推进推力产生导管装置。正如将要观察到的，管道部分 DS 是车辆的静止部分，意思是相对于中心部分 CS 不旋转。由于这两个部分彼此之间或多或少具有刚性关系，管道部分 DS 可以容易地起到关于推力产生部件的结构加强功能。在这方面，例如，导管部分 DS 包括垂直加强板 190，该垂直加强板 190 与形成上表面蒙皮 US 的片材连接。蒙皮的外侧部分 192 形成下表面 196 和垂直板 194，它们也用作推力导管结构的某些垂直壁部分，其其它壁基本上由 196 处的上壁、198 处的下壁和 200 处的分隔壁提供。

20

在发动机框架 54、56 和相应的上部和下部之间还设置有垂直加强板。皮肤美国，LS，截至 214，216。

偏转叶片 202 通过各自的流体缸 204 的作用可枢转地移动，用于选择性地通过环形布置的一系列提升推力排气喷嘴 206 或环形布置的一系列向前推力排气喷嘴 208 或两者来排出从涡轮部分 TS 排出的废气，这由相关偏转叶片 202 的相对位置确定。作为例子，图图 5 示出了处于其姿态的偏转叶片 202，用于将废气最大程度地输送到前推力排气喷嘴 208 图 6 示出了这种偏转叶片 202 处于向升力推力喷嘴 206 输送最大流量 35 的废气的姿态。此外，每个提升-推力排气喷嘴 206 都设有液压缸致动的提升闸阀 210。提升闸阀 210 设置在飞行器环形的等距位置，例如四个位置 40，以提供控制装置，用于在悬停和过渡飞行阶段期间实现飞行器稳定性和姿态控制。这些控制功能是通过关闭到选定的程度 1 或。更多的闸阀 210，从而在从提升推力排气喷嘴 206 排出的 45 缸高压气体中产生扇形不平衡。可以理解，如果车辆右侧下降。例如，左侧的闸阀 210 可以关闭或部分关闭，如通过选择性地致动液压缸 211、减少或切断飞行器左侧的一部分升力推力，从而在右侧产生必要的修正力。类似地，可以通过以类似的方式致动两个相邻的提升闸阀来进行四分之一校正。也将如此。可以理解的是，在悬停飞行期间，这些升力门阀的控制效果最大，并且随着飞行器过渡到由。排气偏转叶片 202 的定位。在空气动力巡航飞行中，60° 扰流板或姿态控制面 32-42 构成主要控制元件。

前推力排气喷嘴 208 设置有围绕整个环形喷嘴阵列的固定、连续阵列的叶栅偏转叶片 212，应当理解，这些叶栅的渐进配置。叶片 212 是这样的，使得每个叶片都使向下移动的废气偏转

10 向后或主要向后方向。理论上，从前推力排气喷嘴 208 排出的气体将沿着下表面蒙皮 LS “汇合”。

根据本发明的某些结构和操作方面的前述讨论，可以观察到。所呈现的飞行器和发动机配置的特征在于飞行器通常是环形对称的并且相对较薄，在发动机机舱之间具有空气动力学上干净的界面。机翼和机身，所有这三个部件，传统上认为，本质上是一样的。

由于径向流发动机相对较薄，它的使用允许蒙皮结构在向前飞行期间具有非常低的阻力分布，尽管就其燃烧室容积而言，发动机的尺寸相对较大。发动机的薄而紧凑的配置能力在设计和调整发动机和飞行器以适应规定的车辆功率、负载和范围要求方面提供了广泛的灵活性。此外，由于所讨论的内部偏航控制部件，车辆不需要垂直稳定器，因此在任何给定的飞行器设计中，阻力和重量都较小。

就其高推重比而言，发动机的整体效率相当高，因为除了燃烧区壁和内部燃料输送元件之外，所有内部旋转

元件都增加或提取热量和压力能量。径向叶片加强件(湍流叶片 178、180)还提高了发动机效率，因为对输送到燃烧区的空气的正压缩或增压作用，用于保持压缩机部分“空载”，并改善发动机的整体气流特性。

同样显而易见的是，该发动机能够适应所谓的“风扇”或高旁通比发动机的改进，通过适当地重新设计发动机径向支撑支柱壳体，以适应“风扇”型发动机运行的旁通风扇叶片，其方式本身是传统的。

由于喷气发动机的排气噪声主要是由与较冷的环境空气反应的热废气的集中流引起的，所以本发明的推进导管系统能够显著降低外部噪声水平，因为其废气以相对较大表面积的薄的圆柱片形式排放，使得环境空气能够在比传统轴流式喷气发动机的废气更大的界面面积上更快、更有效地与热废气混合并冷却热废气。

传统轴流式喷气发动机遇到的另一种噪音问题是进气“呜呜声”。这种类型的噪声现象在本发明的径流式发动机中不太严重，因为其在运行期间的特征性低转速，并且因为这种类型的噪声主要沿着转子装置的旋转平面辐射，并且在本发动机中可以通过声音容易地抑制。放置在发动机周围的车辆增压室内的吸收材料。

尽管已经特别关注和讨论了能够进行高空或低空大气飞行的飞行器类型的通常为圆形的盘式飞行器来描述本发明，但是很容易理解，本发明也适用于结构上非圆形的飞行器

定量和本发明的某些方面，例如其径流式发动机，很容易适用于其它类型的车辆，例如所谓的地面效应机械(GEMs)，甚至适用于某些固定的喷气发动机装置，或者适用于任何发电应用，其中需要一种高效的、对称的、薄的、环形构造的喷气发动机，以相对低的发动机转速和相对高的推重比产生相对大量的排气产物。

10

理论上，用于飞机等的本发明的径流式发动机的另一个优点是，发动机转子元件固有地提供飞行器的陀螺诱导惯性稳定(例如，能够在单[↑]15°起落架机轮上实现地面机动性)，转子产生的进动力被抵消或至少被最小化，因为两个转子元件产生名义上相等且[⊗]此相反的进动力。

20

本发明的这些和其他目的、特征、优点和特性以及其他修改和应用对于本发明所针对的领域的技术人员来说将是显而易见的，在以下权利要求的范围内。

声称的是：

1. 在具有包括驾驶舱区域的中心部分、环形围绕所述驾驶舱区域的喷气发动机装置和环形围绕所述喷气发动机装置的导管部分中的推力导管装置的盘式飞行器中，其中所述喷气发动机装置的改进的特征在于：

- (a) 环形压缩机部分，其具有在径向尺寸上减小的侧壁构件，其中空气在多个反向旋转的压缩机叶片的作用下被压缩，并被输送到环形扩散区；
- (b) 径向长度至少约为所述发动机径向长度三分之一的进气装置，设置在所述中心部分内，所述进气装置与所述压缩机部分持续连通，并向其输送空气供应，所述空气供应连续冲击所述多个压缩机叶片的整个宽度；
- (c) 环形燃烧室，包括上部和其中具有空气输送开口的下部反向旋转燃烧室壁。所述环形扩散器区将压缩空气直接输送到所述燃烧室中并围绕所述反向旋转燃烧室壁，并通过所述反向旋转燃烧室壁中的所述空气输送开口进入所述燃烧室；55
- (d) 用于将燃料直接连续输送到所述燃烧室中以便与从所述压缩机部分环形扩散区输送到燃烧室的压缩空气混合的装置；
- (e) 环形涡轮部分，其中反向旋转的涡轮叶片由从所述燃烧室以径向流排出的燃烧产物驱动；和
- (f) 将从所述涡轮部分排出的废气输送到所述导管部分的装置。65

2. 根据权利要求1所述的车辆，其中所述发动机废气排放装置包括升力推力产生导管装置的连续环形阵列和前推力产生导管装置的连续环形阵列。

3. 根据权利要求2所述的车辆，其特征在于，所述前推力产生导管装置阵列通常布置在所述升力产生导管装置阵列的附近和外侧。

4. 根据权利要求1所述的车辆，包括位于所述中心部分的冲压式进气装置。

5. 根据权利要求4所述的车辆，进一步包括位于所述中心部分的燃料储存装置。

6. 根据权利要求1所述的车辆，其特征在于，所述发动机包括上部 and 下部不旋转的发动机支撑框架，分别环形地布置在上部和下部转子元件的上方和下方，每个转子元件承载交替布置的压缩机叶片和交替布置的涡轮叶片，所述支撑框架刚性地连接到所述中心部分，空气轴

承装置布置在每个所述转子元件和其相关的发动机支撑框架之间。

7. 根据权利要求6所述的车辆，包括环形空气轴承装置，其位于所述发动机支撑框架和转子元件之间，位于形成所述转子元件的部分的燃烧壁的内侧和外侧末端附近。

8. 在一种盘式飞行器中，该飞行器具有包括驾驶舱区域的中心部分、环形地围绕所述驾驶舱区域的喷气发动机装置、以及环形地围绕所述喷气发动机装置的推力产生装置，其中该飞行器的总体结构的改进特征在于向外延伸到大致圆形的外围边缘的收敛的上表面和下表面，所述下表面的外侧部分大致沿飞行器的径向延伸，所述推力产生装置环形地布置在所述下表面外侧部分中，并且包括连续的升力推力喷嘴环，所述升力推力喷嘴环布置在多个扇区中的每一个扇区中，并且在多个扇区中的每一个扇区中是可选择性控制的，并且所述推力产生装置还包括连续的向前推进推力喷嘴环，所述向前推进推力喷嘴环包括围绕所述环以固定的连续阵列布置的多个叶栅偏转叶片，以及控制装置，其选择性地将废气从所述喷气发动机装置输送到所述升力推力导管装置和所述向前推进推力导管装置中的一个或两个，以在车辆上施加任何期望的升力推力和/或向前推进推力的组合。

9. 根据权利要求8所述的车辆，其中，所述控制装置选择性地将废气输送到所述提升推力产生装置和向前推进推力产生装置中的一个或两个，所述控制装置包括布置在废气流动路径中的流体可致动叶片装置。

10. 根据权利要求8所述的车辆，其中每个扇形放置的提升推力导管装置包括流体可致动的闸门装置，用于改变通过每个所述扇形中的相关提升推力导管装置的废气流量。

11. 根据权利要求8所述的飞行器，其特征在于，所述升力推力导管装置的环形阵列位于所述向前推进推力导管装置的环形阵列的内部。

12. 根据权利要求11所述的车辆，其中每个扇形放置的提升推力导管装置包括多个流体可致动的门装置，用于单独改变通过每个所述扇形中的相关提升推力导管装置的废气量。

13. 一种径流式燃气涡轮发动机，包括：

QQ475725346
一个或一个以上

13

- (a) 环形压缩机部分具有减小的径向尺寸的侧壁构件，其中空气在多个反向旋转的压缩机叶片的作用下被压缩并被输送到环形扩散区；
5
- (b) 径向长度至少约为所述发动机径向长度三分之一的进气装置，所述进气装置与所述压缩机部分持续连通，并向其输送空气供应，所述空气供应连续冲击所述多个所述压缩机叶片的整个宽度；
- (c) 环形燃烧室，包括上部和下部反向旋转燃烧室壁，其中具有空气输送开口，所述环形扩散区将压缩空气直接输送到所述燃烧室中，并围绕所述反向旋转燃烧室壁，通过所述反向旋转燃烧室壁中的所述空气输送开口进入所述燃烧室；
- (d) 用于将燃料直接连续输送到所述燃烧室中以便与从所述压缩机部分环形扩散区输送的压缩空气混合的装置；和 25
- (e) 环形涡轮部分，其中反向旋转的涡轮叶片由从所述燃烧室以径向流排出的燃烧产物驱动。

14. 根据权利要求 13 所述的发动机，包括 30 个上转子元件和下转子元件，每个所述转子在所述压缩机部分中承载交替的压缩机叶片、所述燃烧室的一个壁以及在所述涡轮部分中承载交替的涡轮叶片。

15. 根据权利要求 14 所述的发动机，其特征在于，每个转子元件基本上彼此对称，基本上彼此相反。

16. 根据权利要求 14 所述的发动机，其特征在于，所述发动机还包括分别位于所述上部和下部转子元件上方和下方的大致环形布置的上部和下部非旋转发动机支撑框架，以及布置在每个所述转子元件和其相关发动机支撑框架之间的空气轴承装置。

17. 根据权利要求 16 所述的发动机，其特征在于，在形成所述转子元件的部分的燃烧壁的内侧和外侧末端附近，包括位于所述发动机支撑框架和转子元件之间的环形布置的空气轴承装置。

18. 一种径流式燃气涡轮发动机，包括：

50

- (a) 环形压缩机部分，其在径向轴线上具有减小的侧壁构件，其中空气在多个反向旋转的压缩机叶片的作用下被压缩；
- (b) 径向长度至少约为所述发动机径向长度的 $5/3$ 的进气装置，所述进气装置与所述压缩机部分持续连通并向其输送空气供应，所述空气供应持续冲击所述多个 60° 压缩机叶片的整个宽度；
- (c) 接收 com 的环形燃烧室
来自所述压缩机部分的压缩空气和径向流，并包括反向旋转的燃烧室壁； 65

14

- (d) 用于将燃料输送到所述燃烧室以与由所述压缩机部分输送到那里的压缩空气混合的装置；
- (e) 环形涡轮部分，其中反向旋转的涡轮叶片由从所述燃烧室以径向流排出的燃烧产物驱动；
- (f) 上部和下部转子元件，每个所述转子在所述压缩机部分、所述燃烧室的一个壁以及所述涡轮机部分中携带交替的压缩机叶片；还有，
- (g) 其中每个燃烧室壁包括布置在所述壁上的空气湍流叶片，所述叶片位于由所述壁限定的室的外部，所述叶片的前缘邻近压缩机部分的排放区域设置并与该排放区域气流连通，并且其尾部基本上延伸穿过燃烧室壁的径向尺寸。

19. 根据权利要求 18 所述的发动机，包括在所述燃烧室壁中的空气输送孔，以及用于将空气从所述压缩机部分通过所述空气输送孔输送到所述燃烧室的装置。

20. 一种径流式燃气涡轮发动机，包括：

- (a) 环形压缩机部分，其具有在径向尺寸上减小的侧壁构件，其中空气在多个反向旋转的压缩机叶片的作用下被压缩，并被输送到环形扩散器区域；
- (b) 径向长度至少约为所述发动机径向长度三分之一的进气装置，所述进气装置与所述压缩机部分持续连通，并向其输送空气供应，所述空气供应连续冲击所述多个压缩机叶片的整个宽度；
- (c) 环形燃烧室，包括上部和下部反向旋转燃烧室壁，其中具有空气输送开口，所述环形扩散区将压缩空气直接输送到所述燃烧室中，并围绕所述反向旋转燃烧室壁，通过所述反向旋转燃烧室壁中的所述空气输送开口进入所述燃烧室；
- (d) 环形涡轮部分，其具有由从所述燃烧室以径向流排出的燃烧产物驱动的反向旋转涡轮叶片；
- (e) 上部和下部转子元件，每个所述转子在所述压缩机部分中承载交替的压缩机叶片，所述反向旋转燃烧室壁之一和所述涡轮部分中的交替的涡轮叶片；还有，
- (f) 用于连续地将燃料直接输送到所述燃烧室中以便在其中与从所述压缩机部分环形扩散区输送到那里的压缩空气混合的装置，包括具有固定壁部分和转子壁部分的环形歧管，所述转子壁部分由所述燃烧室内部的所述上部转子元件承载。

21. 一种径流式燃气涡轮发动机，包括：

- (a) 环形压缩机部分，其在径向轴线上具有逐渐减小的侧壁构件，其中空气在多个反向旋转的压缩机叶片的作用下被压缩；

QQ475725346

- (b) 径向长度至少约为所述发动机径向长度三分之一的进气装置，所述进气装置与所述压缩机部分持续连通，并向其输送空气供应，所述空气供应持续冲击所述多个压缩机叶片的整个宽度；
- (c) 环形燃烧室，接收来自所述压缩机部分的压缩空气和径向流，并包括反向旋转的燃烧室壁；
- (d) 用于将燃料输送到所述燃烧室以与由所述压缩机输送到燃烧室的压缩空气混合的装置；
- (e) 环形涡轮部分，其中反向旋转的涡轮叶片由从所述燃烧室以径向流排出的燃烧产物驱动；
- (f) 上部和下部转子元件，每个所述转子在所述压缩机部分、所述燃烧室的一个壁、以及交替的涡轮叶片和所述涡轮部分中承载交替的压缩机叶片；还有，
- (g) 所述燃烧室壁中的空气输送孔，以及用于将空气从所述压缩机部分通过所述空气输送孔输送到所述燃烧室的装置，所述装置包括由所述燃烧室壁承载的涡轮叶片，并且构造成进一步对输送到所述空气输送孔的空气加压。
22. 根据权利要求 21 所述的发动机，还包括位于燃烧室排放区域附近的空气轴承装置，所述湍流叶片部分地用于对输送到所述空气轴承装置的空气进行额外加压。
23. 一种径流式燃气涡轮发动机，其在环形燃烧段内具有环形压缩机段，环形燃烧段又布置在环形涡轮段内，所述发动机包括：
- (a) 由所述压缩机部分包围的非旋转中心部分，包括进气装置和燃料供应装置；
- (b) 反向旋转的上部和下部转子元件，其被轴颈支撑以绕所述中心部分旋转，并且每个都承载
- (1) 在所述压缩机部分中交替布置的压缩机叶片，
- (2) 所述燃烧部分中的燃烧室壁，以及
- (3) 在所述涡轮部分中交替布置的涡轮叶片装置；
- (c) 非旋转的上部和下部发动机支撑框架，分别环形地设置在所述上部 and 下部转子元件的上方和下方；
- (d) 位于所述中心部分和由所述燃烧室壁限定的燃烧室之间的燃料输送装置，该燃料输送装置包括从所述燃料供应装置接收燃料的环形燃料歧管装置，所述燃料歧管装置部分地相对于所述发动机支撑框架装置之一以固定关系布置，部分地由转子元件支撑件承载；还有，
- (e) 排气装置，其互连在所述燃料歧管装置和所述压缩机部分的上游级之间，并在所述燃料歧管装置中提供减压以从中清除燃料蒸汽。
24. 根据权利要求 23 所述的径流式燃气涡轮发动机，其中所述燃料输送装置包括多个燃料控制单元，所述燃料控制单元由所述转子元件中的一个承载，并且从所述环形燃料歧管接收燃料，并且将这种燃料输送到在所述燃烧室中以环形阵列布置的多个燃料喷射喷嘴。
25. 根据权利要求 24 所述的径流式燃气涡轮发动机，其中所述转子元件之一是上部转子元件。
26. 一种盘式飞行器，包括根据权利要求 25 所述的发动机装置，并包括位于所述中心部分的驾驶舱区域，以及推力导管装置，来自所述涡轮部分的废气通过该推力导管装置排出。
27. 一种盘式飞行器，包括根据权利要求 23 所述的发动机装置，并包括位于所述中心部分的驾驶舱区域，以及推力导管装置，来自所述涡轮部分的废气通过该推力导管装置排出。

* * * * *

40

45

50

55

60

65

[54]飞机
[76]发明人: Jean L. Mutrux, 6 Sumac La .密苏里州圣路易
斯市。 63124

[21] 应用。编号: 806, 580
[22] 归档: 1977年6月15日
[51] Int. Cl? B64C 27/22; B64C 3/12
[52] 美国 a 244/12.2; 244/23° C;
244/17.19; 416/114
[58]搜索范围 244/12.1, 12.2, 12.3,
244/23 R、23 C、23 B、17.19、6、91、34 A、
45R;
416/114
[56]引用的参考文献
美国专利文件

- 1, 968, 497 1/19M Magalis 244/91
- 2, 074, 805 i/1937 Platt 24-4/17.19
- 11/1944 Main 416/114
- 2, 876, 964 1/1959 Streib 244/12.2
- 3, 002, 709 hol^l • 科克伦 244/12.2
- 3, 253, 805 1/1966 泰勒 244/12.2
- 3, 456, 902 7/1969 维斯康帝 244/23
- 3, 640, 485 Wm Mutrux 244/12.2

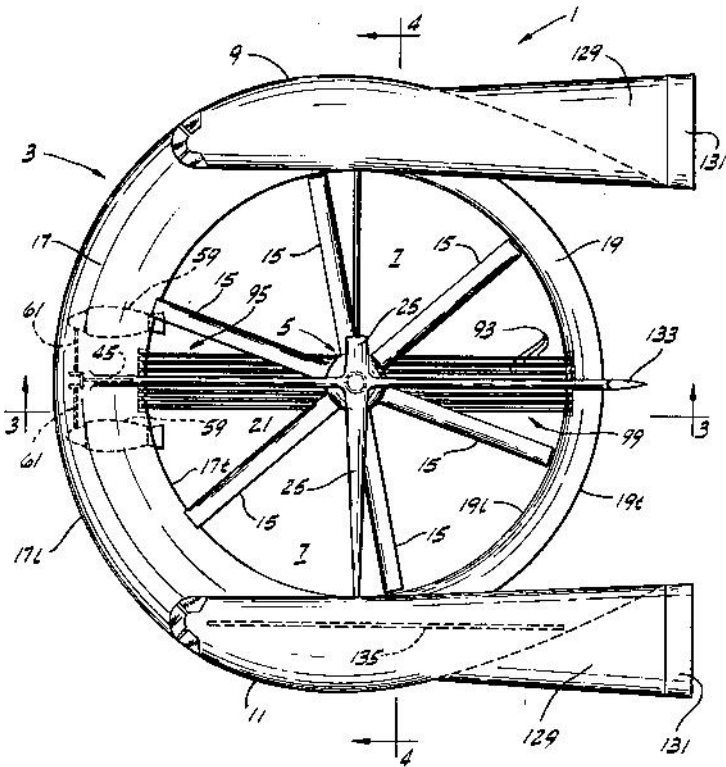
外国专利文件

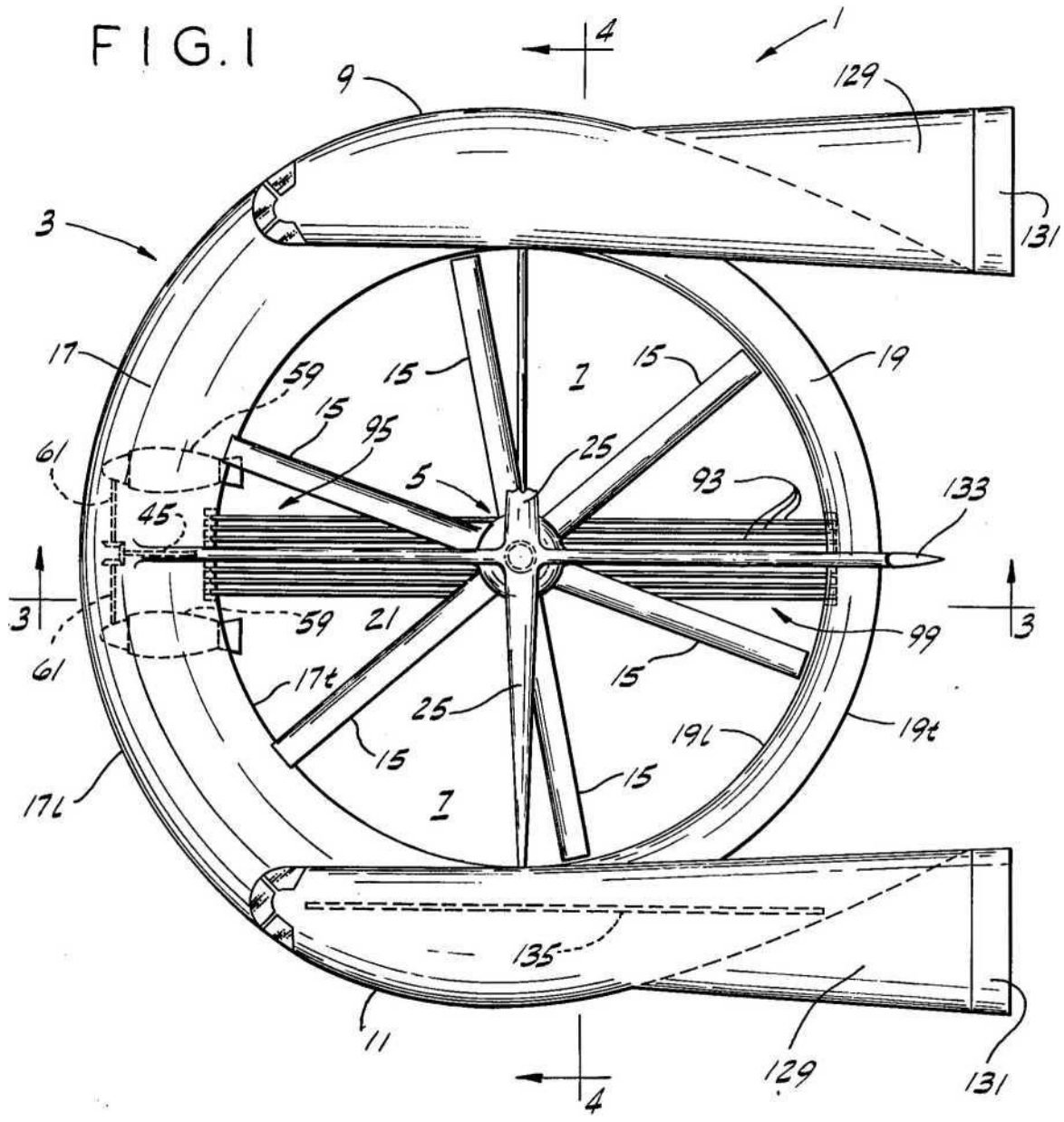
1444868 5/1966 法国 244/12.2

主考官——盖伦·1·赤脚律师、代理人或事务所——
森尼日、鲍尔斯、莱维特和罗德

[57]摘要
一种飞行器，包括围绕圆形中心结构以形成环形空气导管的
大致环形的机翼结构、在飞行器的相对侧纵向延伸
的一对机身、以及从中心结构径向延伸穿过空气导管并可
相对于中心结构围绕导管旋转以引导气流穿过导管
从而对飞行器产生升力的转子叶片。环形翼结构由形成
空气翼的前翼和后翼组成，前翼具有大致半圆形的后缘，
后翼具有大致半圆形的前缘。

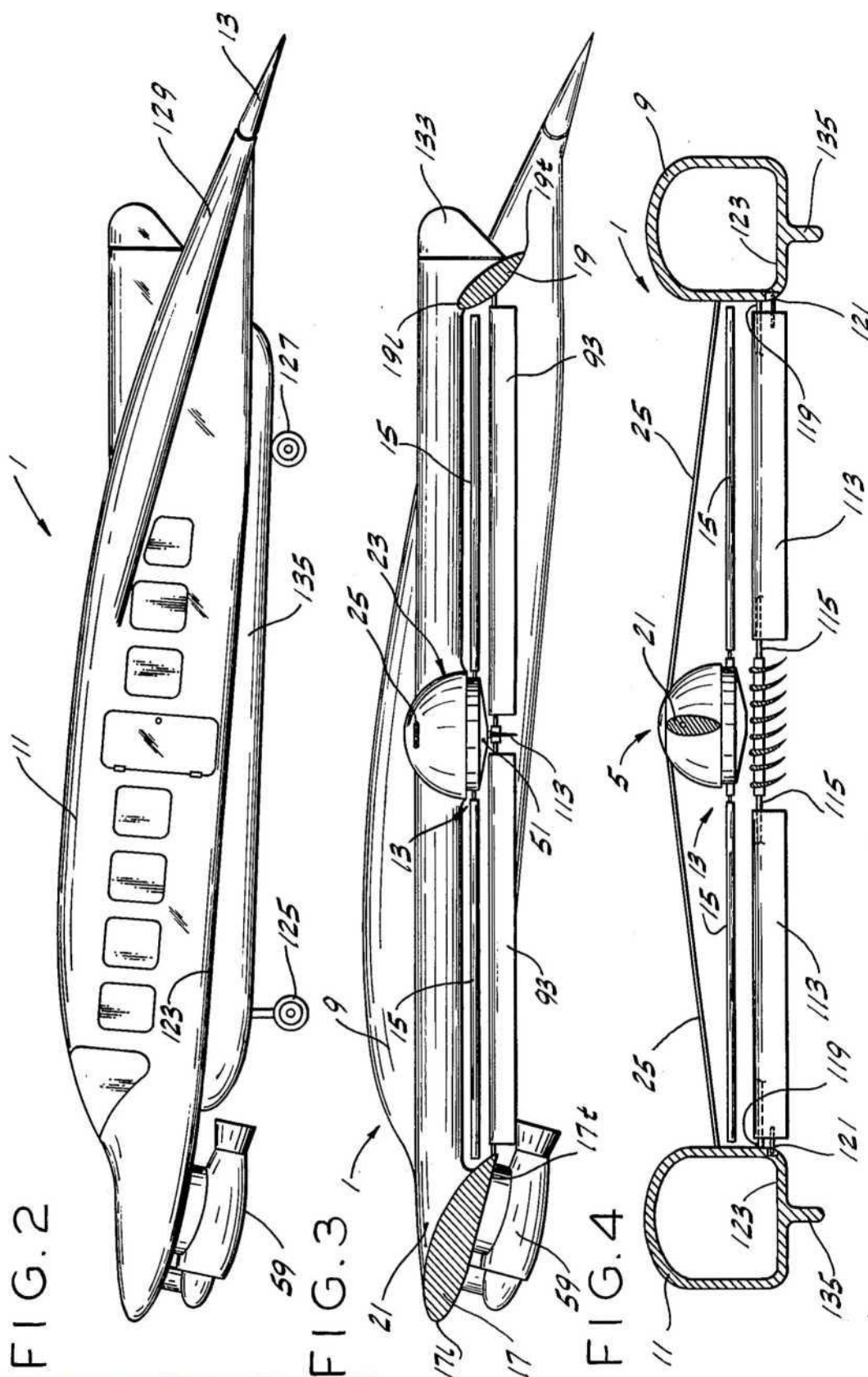
8 权利要求, 9 个图纸





美国专利 1980 年 4 月 8 日，第 2 页，共 4，196，877 页

QQ475725346



QQ475725346

开和关

FIG. 5

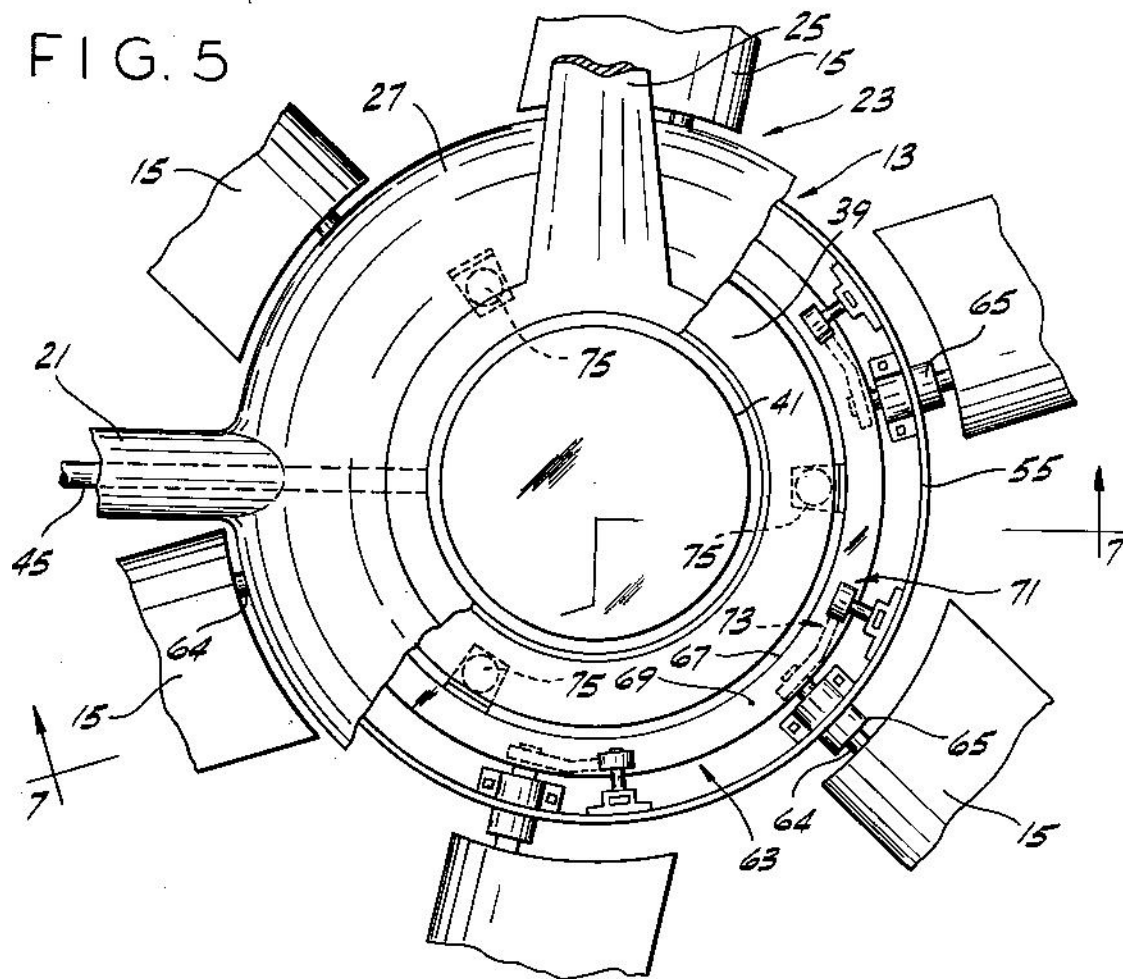
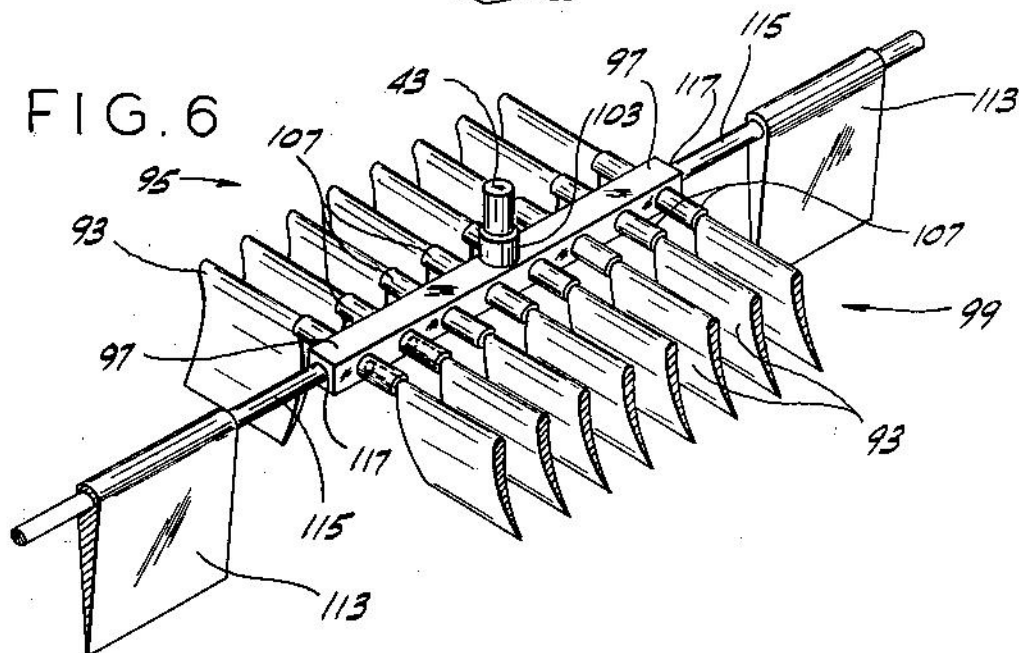
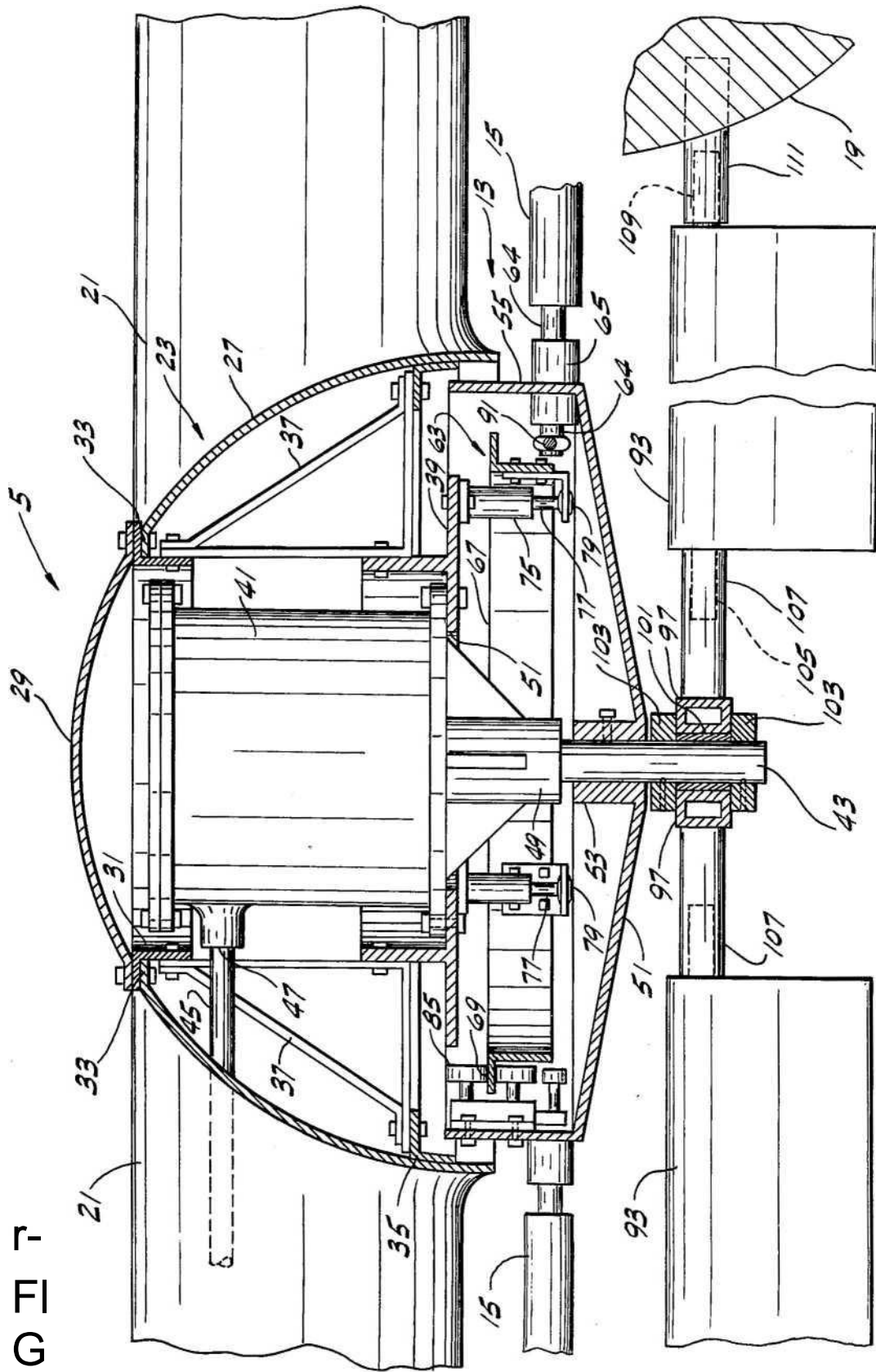


FIG. 6



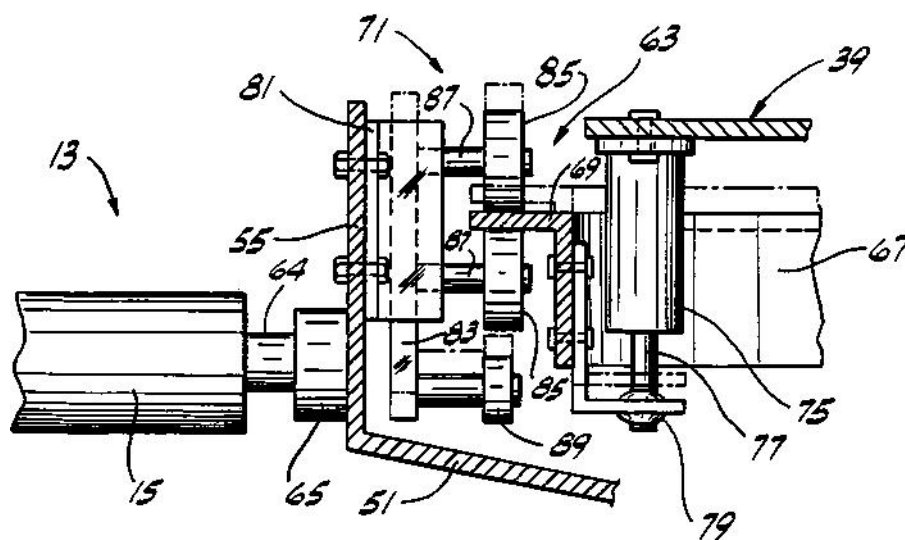
美国专利 1980 年 4 月 8 日，第 2 页，共 4，196，877 页

QQ475725346

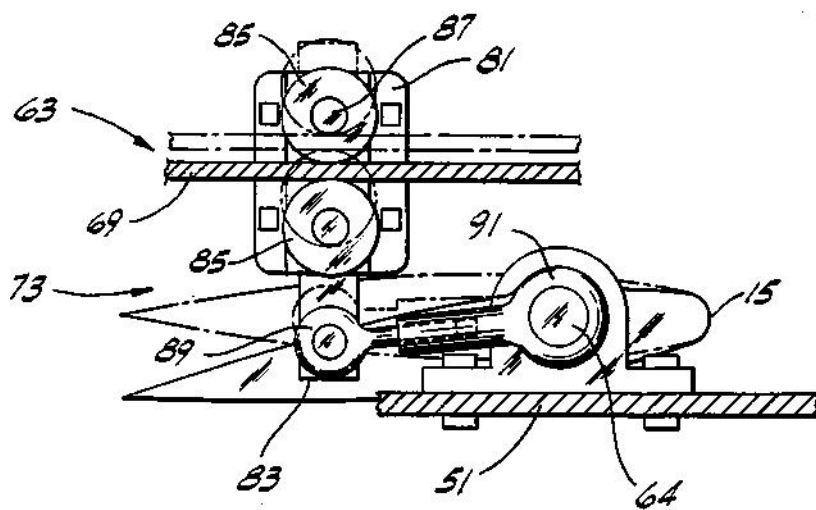


QQ475725346

FIG. 8



联邦调
查局



美国专利 1988 年 4 月 8 日，第 5 页，共 4, 196, 877 页

QQ475725346

ONE OR ET

1 飞机

发明背景

本发明涉及飞机¹，更具体地说，涉及我的美国专利中所示类型的垂直起降飞机。第 3, 640, 485 号，1972 年 2 月 8 日发布。

发明概述 10

在本发明的几个目的中，可以注意到提供了一种改进的垂直起落飞机，其中，对于给定的功率输入，升力增加；提供这样一种飞机，它在起飞、飞行和着陆时很容易机动；提供这样一种飞机，它虽然能够增加升力，但在飞行中受到的阻力减小；提供这样一种飞机，其中电源与机身隔离，从而在飞机运行期间使客舱中的噪声水平最小化；提供这样一种飞机，其双机身适于在飞行期间保持大致水平；提供具有受保护的推进系统(例如，25 个转子叶片)的这种飞机，以减少系统损坏的危险；以及提供具有更少移动部件和精密机构的这种飞机，以降低制造和维护成本。

总的来说，本发明的改进飞机 30 包括围绕形成环形空气导管的圆形中心结构的大致环形机翼结构、在机翼结构一侧沿飞机纵向延伸的第一机身和在机翼结构另一侧沿飞机纵向延伸的第二机身。由中心结构承载的转子装置包括从中心结构径向延伸穿过导管的多个转子叶片，叶片可相对于中心结构围绕导管旋转，用于引导气流通过导管以对飞机产生升力。环形翼结构由前翼和后翼组成，前翼和后翼的横截面形成空气翼。前翼具有大致半圆形的后缘，后翼具有大致半圆形的前缘，这些前缘限定了与中心结构大致同心并间隔开的圆。

其他目的和特征将部分显而易见，部分在下文中指出。

50

附图简述

图 1 是计划。本发明的飞机；

图 2 是飞机的侧视图；

图 3 是沿图 3-355 线的垂直纵剖面图 1；

图 4 是沿图 4-4 线的垂直横截面 1；

图 5 是图 1 的放大片段 1 部分被分离以显示细节；

图 6 是说明某些导航控制元件的透视图；

图 7 是图 7-7 线上的垂直剖面 5；图 8 是图 1 的放大片段 7；和

图 9 是图 9-9 线上的垂直剖面 8。

65

在附图的几个视图中，相应的附图标记表示相应的部分。

优选实施例的描述

参照附图，首先更具体地参照图 1-3 现在参照图 1 和 3，本发明的飞行器，整体用附图标记 1 表示，显示为包括大致环形的机翼结构 3，该机翼结构 3 围绕大致以 5 表示的圆形中心结构，以形成文丘里管形式的环形空气⁶⁰导管 7。第一机身 9 在机翼结构 3 的一侧(其右侧)沿飞机纵向延伸，第二机身 11 在机翼结构的相对侧(左侧)沿飞机纵向延伸。由中心结构 5 承载并总体用 13 表示的是转子装置，该转子装置包括多个悬臂转子叶片，每个叶片用 15 表示。这些具有空气翼横截面的叶片径向延伸穿过空气导管 7，并且可相对于中心结构在中心结构的垂直中心轴线上围绕空气导管旋转，以引导空气向下流过导

2

管，从而对飞机 1 产生升力。示出了六个转子叶片，应当理解，在不脱离本发明的范围的情况下，可以使用任何合适数量的叶片。叶片位于环形翼结构 3 的平面内，并被环形翼结构 3 包围，因此环形翼结构 3 保护叶片免受损坏。

环形翼结构 3 包括具有大致半圆形前缘和后缘 17Z 和 17T 的前翼 17 和具有大致半圆形前缘和后缘 19Z 和 19t 的后翼 19，这些边缘的半圆大致以中心圆形结构 5 的垂直轴线为中心。如图 2 所示如图 1 所示，环形空气导管 7 由中心圆形结构与前、后翼的半圆形后缘 17t 和前缘 19Z 之间的空间构成，前缘 17t、19Z 通常位于与结构 5 的垂直中心轴线大致同心的圆上。翼 17 和 19 中的每一个都具有空气箔横截面(见图 3)。前翼 17 的横截面比后翼长得多，并且具有大致向前的空气攻角。转子叶片 15 围绕导管 7 的旋转导致空气在前翼的上表面上高速流动，根据空气动力学原理，由于空气通过环形空气导管 7 向下流动，这提供了增加升力的升力。尾翼 19 也有一个向前的空气攻角。

刚性桁架或桥 21 在其中心垂直纵向平面内沿飞机纵向延伸，桥接前、后机翼 17 和 19。圆形中心结构 5 包括位于该桥中心的圆顶形式的壳体，该圆顶形成该桥的中心部分。圆顶通过拉杆 25 支撑以防止侧向摇摆，拉杆 25 张紧地连接在圆顶和机身 9 和 11 之间，位于飞机的中心垂直横向平面内。圆顶 23 包括形成桥的中心部分的下部环形壳体 27，以及固定在倒置在壳体边缘 33 上的上环 31 上的壳体盖 29。圆顶还包括在外壳内邻近外壳开口底部的下环 35。框架 37 支撑环并支撑圆顶内的环形平台 39，该平台邻近与圆顶同心的开放底部。齿轮箱 41 安装在该平台上，齿轮箱 41 具有从底部向下延伸的输出轴 43。

圆顶垂直轴上的方框。齿轮箱中的传统传动装置将动力从主驱动轴 45 传递到输出轴 43，驱动轴 45 通常在飞机的中心垂直纵向平面内从前翼 17 通过桥 21 的前部延伸到齿轮箱 47 的输入端。输出轴 43 向下延伸穿过齿轮箱下端的管状轴承 49，该轴承通常位于环形平台 39 的中心开口 51 的中心。

转子叶片 15 由中心转子构件 51 承载，并从中心转子构件 51 径向向外延伸，中心转子构件 51 由碟形盘构成，碟形盘具有固定在轴承 49 下方的轴 43 上的毂 53 和向上指向的环形边缘 55，环形边缘 55 向上延伸到圆顶下端部分和环形平台 39 的外围之间的圆顶 23 中。转子叶片 15 从转子构件 51 的轮缘 55 径向向外延伸，并且围绕转子构件的轮缘 55 以相等的间隔(在六个叶片的情况下以 60° 的间隔)间隔开。主驱动轴 43 适于通过齿轮箱 41 被驱动以驱动转子构件 51 和叶片 15，齿轮箱 41 借助于一对合适的发动机 59，发动机 59 安装在前翼 17 的底部上，位于飞机的中心垂直纵向平面的相对侧上，并且连接成通过合适的传动装置驱动轴 45，如 61 所示。该布置优选地使得两个发动机都可以用于起飞(和着陆)，其中一个发动机足以在获得期望的高度和速度之后为转子叶片 15 提供动力。发动机位于前翼时，发动机工作时机身 9 和 11 中的噪音水平为乘客舒适性而降至最低。

为了飞机的快速机动，转子叶片 15 由转子构件 51 以这样的方式支撑，使得叶片的攻角能够容易地改变，并且通常以 63 表示的圆形凸轮装置被提供用于改变叶片的攻角。因此，叶片 15 在其内端具有枢轴 64，枢轴 64 可在径向轴承 65 中旋转，径向轴承 65 围绕转子构件 51 的轮缘 55 以相等间隔(例如，六个叶片为 60 度间隔)间隔开，使得每个叶片能够围绕其枢轴的轴线摆动，以改变其攻角。装置 63 包括旋转斜盘环 67，该旋转斜盘环 67 具有实际上形成环形凸轮 69 的外径向凸缘。环 67 围绕输出轴 43，并位于环形平台 39 下方的中心转子构件 51 中，邻近其边缘 55。总体上以 71 表示的凸轮从动件装置可与凸轮 69 的相对侧接合，并通过连杆 73 连接到转子叶片枢轴 64，使得叶片摆动，并且它们的攻角随着凸轮的高度和/或倾斜度的变化而变化，如将要出现的那样。

用于普遍地升高、降低和倾斜旋转斜盘环 67 的装置显示为包括多个液压缸 75，液压缸 75 从环形平台的底部向下延伸，并且围绕平台以相等的间隔(例如，三个液压缸为 120 度)隔开。活塞杆 77 从气缸 75 中的活塞(未示出)向下延伸到与旋转斜盘环在 79 处的普通球形接头。通过选择性地致动气缸，旋转斜盘环 67 和凸轮 69 可以液压地升高和降低，同时相对于平台 39(和环形机翼结构 3 的平面)水平或倾斜到任何期望的角度。

连杆 63 将转子叶片枢轴 64 连接到凸轮从动件装置 71，用于随着凸轮 69 的高度和/或倾斜度的改变而改变叶片的攻角，如图 6 和 7 所示。如图 8 和 9 所示，每个包括安装在中心转子部件 51 的轮缘 55 内侧的导向块 81，该导向块 81 通常位于相应枢轴 64 的上方和侧面，以及在该导向块中可垂直滑动的细长控制杆 83。由控制杆 83 承载的是凸轮随动装置 71，后者包括一对轴颈支承在轴 87 上的滚子 85，轴 87 从控制杆的上端向旋转斜盘环 67 伸出。如图所示，滚子间隔开，以便与凸轮 69 的顶面和底面滚动接触，这种双滚子布置有效地避免了不希望的回转效应。连杆 63 还包括曲柄装置，该曲柄装置包括销接在其左侧的曲柄臂 89(如图 1 所示)9)连接到杆 83 的下端，并且其右端可在曲柄 91 中轴向滑动，曲柄 91 键接到枢轴 64。因此，当旋转斜盘环 67 和凸轮 69 上升时(通过液压缸 75)，例如，凸轮通过凸轮随动装置 71 将控制杆 83 从图 1 和 2 中实线所示的位置向上拉 8 和 9 移动到虚线所示的位置。这又使曲柄臂 89 和曲柄 91 顺时针旋

转，以使轴 64 和其上的转子叶片 15 枢转，从而减小叶片的攻角，并因此减小叶片引起的升力。曲柄臂 89 在曲柄组件旋转时在曲柄 91 中滑动，以避免控制杆 83 束缚在导向块 81 中。

随着旋转斜盘环 67 和凸轮 69 大致水平(即，平行于平台 39)，每个叶片在围绕空气导管旋转期间的攻角保持基本恒定。通过液压升高或降低凸轮同时保持水平，所有叶片 15 的攻角通过凸轮随动装置 71 和连杆 63 同时并相等地改变，用于控制由叶片旋转引起的垂直提升推力的大小。当凸轮 69 倾斜时(通过选择性地致动液压缸 75)，每个叶片的攻角随着其围绕空气导管旋转而变化，因为滚子 85 骑在凸轮的相对的高和低部分上。随着凸轮朝飞机一侧向下倾斜，叶片 15 逆时针转动，同时与倾斜凸轮的下部接合，以增加它们的迎角，并因此增加飞机该侧的升力。相反，当接合凸轮的相对高的部分时，叶片顺时针旋转，以减小空气冲击的角度，从而减小飞机相对侧的升力。因此，产生了倾向于使飞机倾斜的合成力矩。因此，可以理解的是，通过将旋转斜盘环 67 和凸轮 69 调整到合适的角度位置，可以建立一个力矩，用于将飞行器调整到任何期望的非水平姿态(从而例如可以使飞行器倾斜一圈)或者用于平衡力，例如阵风、有效载荷的变化等。倾向于使飞机偏离水平飞行。

翼型横截面的反转叶片 93 被设置用于对抗旋转叶片 5 在飞机上的扭矩反作用，以防止飞机在轴 43 的轴线上旋转。这些叶片 93 布置成两组，前组 95 从中心叶片支撑件 97 延伸到前翼 17，中心叶片支撑件 97 在轴 43 的下端横向于飞机延伸，后组 99 从中心叶片支撑件 97 延伸到前翼 17。

中央叶片。在转子叶片 15 的平面下方的平面中支撑 97 到后翼 19。每组包括多个叶片(例如, 八个叶片), 这些叶片在飞机的中心垂直纵向平面的相对侧彼此平行延伸。中心叶片支撑 97 位于。细长杆的形式, 在其中心具有垂直轴承 101, 轴 43 的下端可在其中旋转, 轴在杆的上方和下方具有轴环 103。翼型叶片 93 在其内端具有容纳在杆 97 侧面的轴承 107 中的轴 105, 在其外端具有容纳在机翼上以 111 表示的轴承中的轴 109(见图 2)。7)用于绕叶片纵向延伸的轴线(以及飞机纵向)枢转叶片以获得摆动力矩。合适的控制是。设置在机翼中, 用于改变每组 95、99 中叶片的桨距, 所采用的桨距是为了在飞机上提供适当的平衡扭矩, 以抵消由叶片 15 的旋转引起的中心结构 3 上的扭矩。叶片也是有用的, 因为通过适当地调整前、后排 95、99 中的叶片的间距, 可以获得合成的横向力, 用于在不倾斜飞机的情况下在左右方向上导航飞机(在起飞和着陆期间特别理想)。

导航鳍 113 用于以大致水平的姿态向前和向后操纵飞机(这在起飞和着陆期间也是特别理想的)。这些翼片可旋转地安装在一对下系杆 115 上, 该对下系杆 115 从叶片支撑杆 97 延伸到飞行器的中心垂直横向平面中的机身 9、11, 系杆在 117 处连接到叶片支架的相对端, 在 119 处连接到机身, 合适的机构 121 位于机身处, 用于调节翼片的间距以实现。所需的向前和向后运动。下系杆 115 还充当受拉构件, 并帮助上系杆 25 支撑中心结构 5 防止侧摆。

当飞机停在地面上时..如图 2 和 3 所示, 旋翼桨叶 15 通常位于水平面上, 并且每个机身的底板 123 从水平面向下倾斜。飞机的前后。机身地板和地板之间的相对坡度。飞机。当飞机巡航时, 转子叶片 15 的倾斜避免了过度的地板倾斜, 因为此时转子叶片应该优选地处于向前的角度(即, 叶片从飞机的前部到后部向上倾斜)。如图 3 所示, 分别用 125 和 127 表示的前、后着陆轮组件。设置在每个机身 9、11 的下侧。

飞行器 1 具有从每个机身 9、11 向后延伸的宽的向下倾斜的尾部 129, 用于提供后部升力以平衡由前翼 17 产生的升力。襟翼 131 安装在每个尾翼的后部, 用于在图 1 中虚线所示的位置之间绕着大致横向于飞机延伸的轴线摆动 2。这些襟翼增加了飞机的机动性, 可用于调整飞行中的飞机, 使飞机倾斜转弯, 以及其他机动动作。方向舵 133 安装在后翼 17 中心的桥 21 的后端(图 1 和 2)。1 和 3)构成了在水平飞行和转弯过程中控制飞机的辅助装置。

偏转翅片 135 沿着底部延伸。用于防止空气吹过空气导管从机身下方横向流动, 而是向下偏转空气, 以最大化由转子叶片 15 产生的升力(见图 1 和 2)2 和 4)。这在起飞和着陆机动过程中尤其重要, 此时最大升力是必不可少的。

鉴于以上所述, 将会看到本发明的几个目的得以实现并且获得了其他有利的结果。

由于在不脱离本发明的范围的情况下, 可以在上述结构中进行各种改变, 因此上述描述中包含的或附图中示出的所有内容都应被解释为说明性的, 而不是限制性的。

声称的是:

1. 一种飞行器, 包括围绕形成环形空气导管的圆形中心结构的大致环形的机翼结构, 所述中心结构具有垂直中心轴线,

在机翼结构一侧沿飞机纵向延伸的第一机身, 在机翼结构的相对侧沿飞机纵向延伸的第二机身, 由所述中心结构承载的转子装置包括多个径向延伸穿过所述导管的转子叶片, 所述叶片可相对于所述中心结构绕导管旋转, 通常在所述中心结构的垂直中心轴线上, 用于引导气流通通过导管以对飞机产生升力, 所述环形翼结构包括形成翼片的前翼和后翼, 前翼具有后缘, 后翼具有前缘, 前缘通常在与中心结构的垂直中心轴线大致同心的圆上, 前翼的后缘和后翼的前缘是所述圆的半圆, 环形空气导管由所述中心结构和所述圆之间的空间构成, 该前翼具有大致向前的空气攻角, 使得所述转子叶片围绕所述导管的旋转导致在

所述前翼的上表面上的高速气流, 用于增加所述升力, 平行的反向旋转叶片在转子叶片下方延伸穿过所述空气导管, 并且在所述前翼和后翼之间大致平行于机身, 用于防止飞机响应叶片的旋转而旋转, 所述叶片在其外端安装在所述翼结构上, 用于围绕它们的纵向轴线摆动; 以及转子驱动轴, 由中心结构承载, 并沿着所述叶片的旋转轴线延伸, 用于围绕导管旋转叶片, 所述叶片设置成向前和向后的组, 分别从轴下端的中心叶片支架延伸到所述向前和向后的翼。

2. 如权利要求 1 所述的飞机, 其特征在于, 导航翼片从所述翼片支架延伸到机身, 大体上垂直于所述反向旋转翼片, 所述翼片可绕翼片纵向延伸的轴线摆动, 用于控制空气通过导管的轴向流动, 从而允许飞机大体上向前和向后导航。

3. 一种飞行器, 包括围绕圆形中心结构形式的大致环形的机翼结构

形成环形空气导管, 所述中心结构具有垂直中心轴线, 在机翼结构一侧沿飞机纵向延伸的第一机身, 第二机身, 其在机翼结构的相对侧沿飞机纵向延伸, 以及

由所述中心结构承载的转子装置, 包括多个径向延伸穿过所述导管的转子叶片, 所述叶片可相对于所述中心结构绕所述导管大致在所述中心结构的垂直中心轴线上旋转, 用于引导气流通过导管以对飞机产生升力,

所述环形翼结构包括形成翼片的前翼和后翼, 前翼具有后缘, 后翼具有前缘, 前缘通常在与中心结构的垂直中心轴线大致同心的圆上, 前翼的后缘和后翼的前缘是所述圆的半圆, 环形空气导管由所述中心结构和所述圆之间的空间构成, 所述前翼具有大致向前的空气攻角, 使得所述转子叶片围绕所述导管的旋转在所述前翼的上表面上引起高速气流, 以增加所述升力, 平行的反向旋转叶片在转子叶片下方延伸穿过所述空气导管, 以防止飞机响应叶片的旋转而旋转, 所述叶片在其外端安装在所述机翼结构上, 以绕其纵向轴线摆动, 以及在所述中心结构和所述机身之间的空气导管上延伸的导航翼片, 其高度与所述反向旋转翼片的高度基本相同, 所述翼片可绕沿翼片纵向延伸的轴线摆动, 以控制空气通过导管的轴向流动, 从而允许飞机大致向前和向后导航。

4. 一种飞行器, 包括围绕形成环形空气导管的圆形中心结构的大致环形的机翼结构, 在机翼结构的一侧沿飞行器纵向延伸的第一机身, 在机翼结构的相对侧沿飞行器纵向延伸的第二机身, 由所述中心结构承载的转子装置, 包括可相对于中心结构旋转的转子构件和多个转子叶片, 所述转子叶片枢转到转子构件并从转子构件朝向环形机翼结构径向向外延伸穿过所述导管, 所述叶片可相对于所述中心结构围绕导管旋转, 用于引导气流通过导管以对飞机产生升力, 所述环形机翼结构包括形成空气箔片的前部和后部机翼, 前翼具有大致半圆形的后缘, 后翼具有大致半圆形的前缘, 所述前缘限定了与所述圆形中心结构大致同心并间隔开的圆, 由中心结构承载并围绕所述叶片的旋转轴设置的圆形凸轮装置由中心结构刚性承载的装置, 用于在相对于中心结构的任何不同方向上倾斜凸轮装置, 并用于在任何倾斜或不倾斜时改变凸轮装置相对于叶片的高度, 同时防止凸轮装置相对于中心结构旋转, 从动装置可在其任何倾斜和高度与凸轮装置的相对侧接合, 以及连接转子叶片和用于枢转叶片的从动装置的联动装置, 由此当凸轮装置的高度改变时, 叶片的空气冲击角同时且相等地改变, 并且当凸轮装置倾斜时, 在叶片围绕所述导管旋转一周期间, 每个叶片的冲击角从最大值变化到最小值, 每个所述联动装置包括在所述可旋转环上的导向块, 控制杆, 其可在导向块中沿平行于可旋转环的旋转轴线的方向滑动, 并具有固定到其上的所述从动装置; 以及曲柄装置, 其连接控制杆和相应的转子叶片枢轴, 由此当所述凸轮装置的高度改变时, 杆适于在导向件中滑动, 从而旋转曲柄装置和转子叶片枢轴以枢转叶片。

5. 如权利要求 4 所述的飞机, 其中所述随动装置包括一对安装在控制杆上的滚轮, 用于与凸轮装置的顶部和底部滚动接合。

6. 一种飞行器, 包括围绕形成环形空气导管的圆形中心结构的大致环形的机翼结构, 所述中心结构具有垂直中心轴线,

在机翼结构一侧沿飞机纵向延伸的第一机身, 在机翼结构的相对侧沿飞机纵向延伸的第二机身, 由所述中心结构承载的转子装置包括多个径向延伸穿过所述导管的转子叶片, 所述叶片可相对于所述中心结构绕导管旋转, 通常在所述中心结构的垂直中心轴线上, 用于引导气流通过导管以对飞机产

生升力,

所述环形翼结构包括形成翼片的前翼和后翼, 前翼具有后缘, 后翼具有前缘, 前缘通常在与中心结构的垂直中心轴线大致同心的圆上, 前翼的后缘和后翼的前缘是所述圆的半圆, 环形空气导管由所述中心结构和所述圆之间的空间构成, 该前翼具有大致向前的空气攻角, 使得所述转子叶片围绕所述导管的旋转导致高速气流越过前翼的上表面, 以增加所述升力,

从每个所述机身向后延伸的尾部, 以及安装在所述尾翼中心、位于所述尾翼之间的方向舵。

7. 如权利要求 6 所述的飞机, 其特征在于, 每个所述尾翼都有一个安装在其后部的襟翼, 用于绕一个通常横向于飞机延伸的轴线旋转。

8. 一种飞行器, 包括围绕形成环形空气导管的圆形中心结构的大致环形的机翼结构, 所述中心结构具有垂直中心轴线,

在机翼结构一侧沿飞机纵向延伸的第一机身, 在机翼结构的相对侧沿飞机纵向延伸的第二机身,

由所述中心结构承载的转子装置包括多个径向延伸穿过所述导管的转子叶片，所述叶片可相对于所述中心结构围绕导管大致在所述中心结构 5 的垂直中心轴线上旋转，用于引导气流通过导管以对飞机产生升力，

所述环形翼结构包括形成翼的前翼和后翼，前翼具有后缘，后翼具有前缘，前缘通常在与中心结构的垂直中心轴线大致同心的圆上，前翼的后缘

15 的机翼，并且后翼的前缘是所述圆的半圆，环形空气导管由所述中心结构和所述圆之间的空间构成，前翼具有大致向前的空气攻角，使得所述转子叶片围绕所述导管的旋转导致前翼的上表面上的高速气流，用于增加所述升力，并且

沿着所述机身底部纵向延伸的偏转翅片，用于向下偏转

通过所述导管的轴向气流。

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

475725346

！>打开ET

[54]飞盘

[76]发明人: Edwin R. DeSautel, P.O. 华盛顿州里奇兰市 1052 号信箱。99352 [57]摘要

[21] 应用。编号: 15, 410

[22] 归档: 1979年2月26日

[51] Int. o. l B64C 27/20; B64C 29/00

[52] 美国 a 244/12.2; 244/12.3; 244/12.5; 244/23° C; 244/56

[58]搜索字段 244/12.2, 12.3, 12.4, 244/12.5, 23 C, 23 B, 23 D, 12.1, 56

[56]引用的参考文献

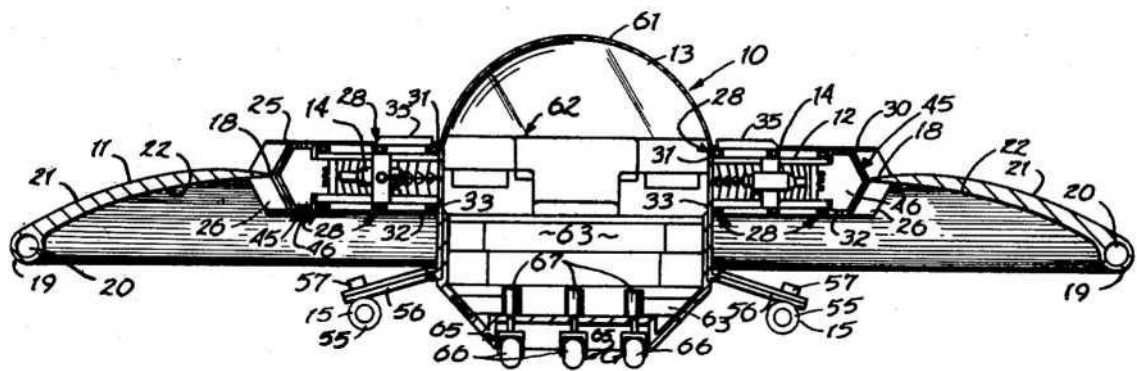
美国专利文件		
5/1970		244/12.2
3, 612, 445 10/1971	麦克吉尼斯	244/12.2
1/1974	菲利普斯	244/12.2
	keccusish	
外国专利文件		

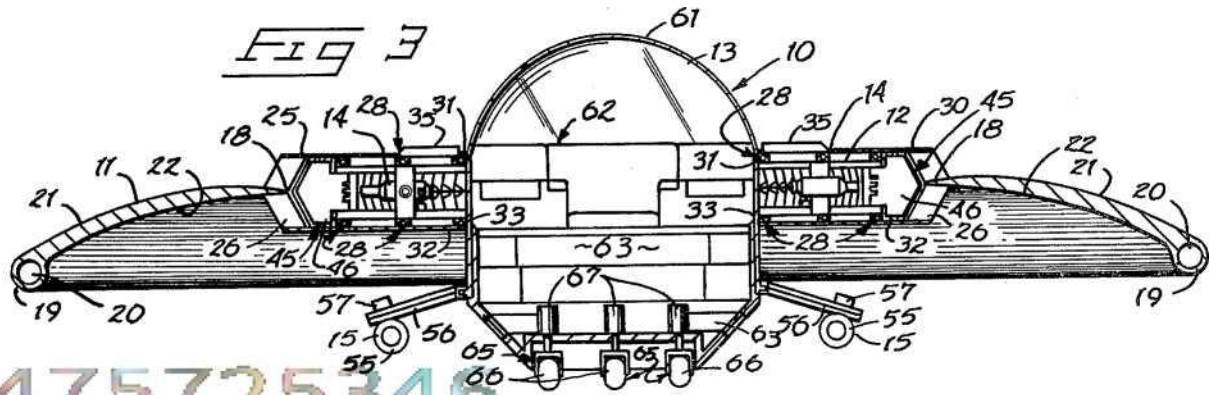
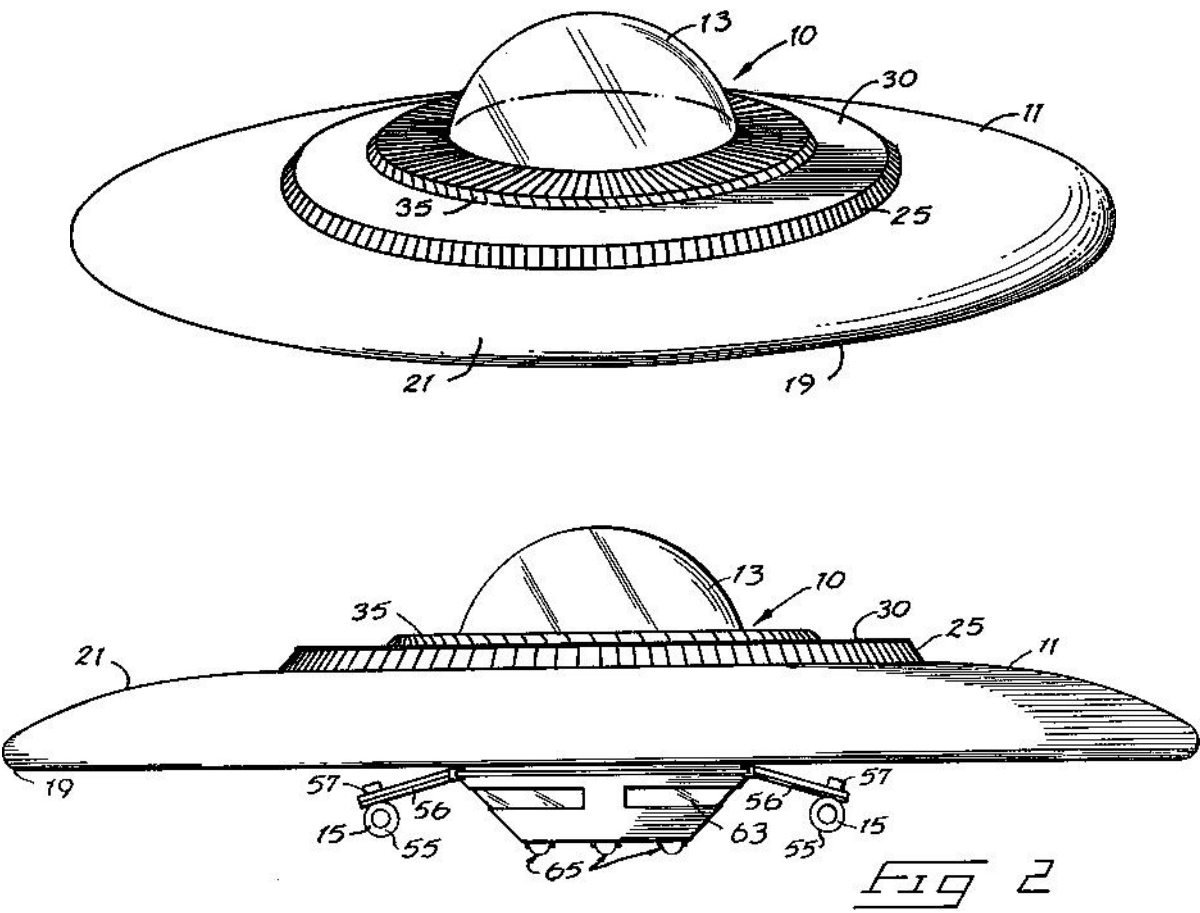
1406394 4/1969 Fed. 德国代表 244/23 C
586605 12/1958 意大利 244/12.2

主考官——查尔斯·弗兰克福特
律师、代理人或事务所——威尔斯、圣约翰和罗伯茨

能够垂直起飞、悬停或动力水平飞行的飞盘。该圆盘包括圆盘形的翼，该翼是圆形的并且包括上侧的凸面和下侧的凹面。机翼还包括向内的前缘，该前缘限定了以竖直中心轴线为中心的圆形开口。弧形表面在前缘和外部同心后缘处会聚。盘状机翼可在中心支撑结构上自由旋转，该支撑结构也支撑驾驶舱。两组涡轮叶片固定在前缘附近的盘状机翼上。产生推力的发动机安装在中心支撑结构上，通过涡轮叶片径向向外引导推力。这导致盘状机翼旋转并产生升力。可以调节推力的角度，使得推力仅指向一组或另一组涡轮叶片，或者极端位置之间的任何选定变化，以改变升力特性。一组压缩机叶片设置在邻近驾驶舱的圆盘的上表面周围。压缩机叶片与盘状翼一起旋转，以接收空气并将空气向下导入中心支撑结构。它们为发动机提供助燃空气，并降低圆盘上方的空气压力。水平推力发动机在凹入的机翼表面下方提供，以提供水平推力。驾驶舱和中央支撑结构的转向和旋转稳定性由推力转向机构提供。

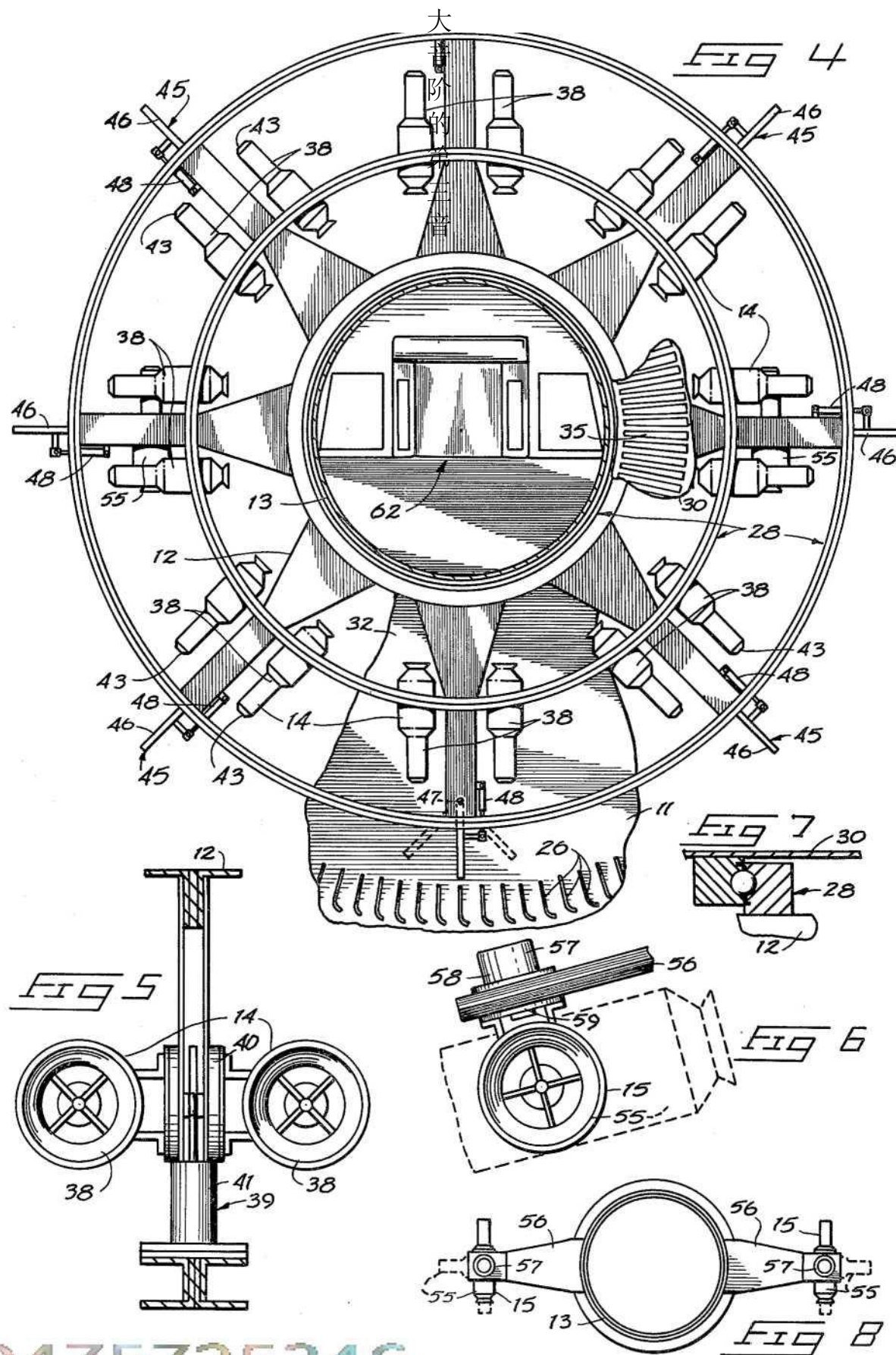
24个肢体，8个绘图数字





QQ475725346

禁止转载



Q475725346

禁止转载

1 飞盘

发明背景

本发明涉及盘状飞机。

碟形飞行器的空气动力学优势已经在商业、私人 and 军用飞机设计中得到追求。一个平衡的旋转圆盘能够持续飞行，目前流行的玩具“飞盘”就是证明。盘状飞行是已知的，并且在美国专利中特别提到了它。3, 359, 678 号。

该飞行原理被要求用于美国专利中公开的发明。编号 3, 946, 970，结合垂直推力装置。本公开涉及“陀螺稳定垂直起飞和着陆飞机”。该飞行器包括一个外部旋转环，该旋转环本身在飞行器起飞或悬停期间不会产生垂直升力。相反，升力是由传统喷气或火箭发动机产生的向下推力提供的。发动机推力的一部分通过复杂的管道系统转移，使活塞环转动。因此，该工艺具有摒弃 dkk 的优点：水平飞行时的原理，但必须完全依靠发动机的向下推力来完成垂直起飞或悬停。

美国专利。1957 年 7 月 30 日颁发的第 2, 801, 058 号专利公开了一种碟形飞行器。Lent 公开了由标准飞机机翼形状的结构形成圆盘并在圆盘形机翼的环形表面上产生围绕中心轴线的径向推力的原理。发明人声称，通过引导径向推力穿过环形圈来提供足够的升力，以提供垂直起飞和悬停能力。然而，飞行器的性质不允许环形机翼同时旋转以产生旋转圆盘效应，也不允许在垂直起飞或悬停状态下为升力提供额外的推力。

申请人已经构思出空气箔片结构和旋转圆盘原理的独特组合，这代表了对已知形式的盘状飞机的实质性改进。升力是由穿过环境空气的盘状旋转机翼产生的，也是由内部发动机的推力产生的，该推力指向盘状机翼表面结构，也产生机翼旋转。

附图简述

图图 1 是本飞盘的示意图；

图图 2 是略微放大的侧视图；

图图 3 是本盘结构的剖视图；

图图 4 是示出中央支撑结构和推力装置以及相关元件的局部平面详图；

图图 5 是一对产生推力的发动机和机构的放大正视图，它们通过这些发动机和机构安装到中心支撑结构上；

图图 6 是产生水平方向推力的发动机及其相关支架的局部视图；

图图 7 是位于盘状机翼和中心支撑结构之间的环形

轴承的放大剖视图；和

图图 8 是简化的平面示意图，示出了用于水平方向产生推力的发动机的枢轴安装。

优选实施例的详细描述

体现本发明的优选形式的飞盘在附图中示出，并且在附图中通常由附图*记 10 表示。飞盘 10 基本上包括盘状机翼 11，该盘状机翼 11 可自由旋转地承载在中央支撑结构 12 上。驾驶舱 13 安装在中央支撑结构 12 上，并以盘状机翼 11 的垂直旋转轴为中心。通过位于中心支撑结构 12 内的推力装置 14 产生升力。水平方向的运动是通过通常用 15 表示的水平方向推力装置来实现的。

盘状机翼 11 在图 1 中有更详细的说明

20 图 3. 如图所示，盘状机翼是环形的，并且包括内部圆形前缘 18 和向外同心后缘 19。环形浮动环 20 可以设置在同心的上后缘 19 处。连接前缘 18 和后缘 19 的是凸形上翼面 21 和凹形下翼面 22。这些表面通过边缘 18 和 19 连接在一起，并一起形成当前的机翼横截面几何形状。后缘 19 垂直地位于前缘 18 的下方，以便在整个盘体上产生平滑的弯曲上表面。因此，整个圆盘本身形成一个翼型结构。

第一组圆形涡轮叶片 25 安装在盘状机翼 11 上。这些涡轮叶片 25 以圆盘的竖直旋转轴线为中心，并从凸形上表面 21 上方的前缘 18 向上延伸。

提供第二组圆形涡轮叶片 26。它们以竖直轴线为中心，并固定在前缘 18 处的下凹面 22 上，并从该下凹面 22 向下延伸。

如图 2 所示如图 3 所示，两组涡轮叶片 25 和 26 基本上轴向对齐。每组 45 个叶片中的每一个被形成为接收和引导来自推力产生装置 14 的推力向外越过盘状机翼的表面。它们还被设计成响应于来自装置 14 的推力产生盘状机翼的旋转。两组都被设计成在一个方向上产生 50° 的盘状机翼旋转。

盘状翼通过轴承装置可旋转地安装在中心支撑结构上，该轴承装置通常用 28 表示(图 1 和 2)3、4 和 7)。具体地，相对水平的上盖表面 30 从第一组涡轮叶片 25 的上端向内延伸到支撑结构 12 上邻近驾驶舱 13 的环形轴承 31。类似的底盖表面 32(图 3)从第二组 60° 涡轮叶片 26 的底端延伸到第二轴向间隔的环形轴承 33，该环形轴承 33 也位于中央支撑结构 12 上的驾驶舱附近。如图所示，可以在盘状机翼和中心支撑结构之间设置附加的环形轴承组，以确保盘状机翼绕中心竖直轴线精确地旋转 65°。这种轴承还可以消除盘状机翼和中央支撑结构之间产生的应力。

QQ47572534^
禁止转载

轴承装置 28 的典型横截面如图 1 所示。然而，应该理解，可以使用各种其他形式的轴承来减少旋转盘和相对静止的中心支撑结构以及旋塞 5 号凹坑之间的旋转摩擦。

上盖表面 30 包括一组圆形压缩叶片 35。叶片 35 朝着旋转方向倾斜，目的是接收空气并将空气强制向下引导到推力装置 14 附近。压缩机叶片 35 可以与盖表面 30 一体形成，或者可以是牢固地固定到盖上以便与其一起旋转的独立元件。如图 2 所示如图 1 所示，压缩机叶片相对于圆盘的轴线基本上是径向的，并且直接位于驾驶舱 13 附近。这使它们位于第一和第二组圆形涡轮叶片 25 和 26 的径向内侧。空气可从压缩机叶片 35 接收，并通过涡轮叶片 25 和 26 向外引导。

推力装置 14 包括多个产生推力的发动机 38(图 1 和 2)4 和 5)围绕盘的轴线成角度地定位。发动机 38 在图 1 和 2 中示出 3 到 5。它们基本上是径向的，并且径向地位于圆形压缩机叶片组 35 和涡轮叶片组 25 和 26 之间。因此，它们可以利用从压缩机叶片接收的空气作为燃烧空气，将该空气通过推力端口 43 强制向外引导并抵靠一组或两组涡轮叶片。

装置 39(图 5)用于角度调节由推力装置 14 产生的推力。装置 39 可用于将推力装置 14 产生的推力向上导向第一组涡轮叶片 35，或向下导向第二组叶片，或水平导向两组叶片。装置 39 包括枢轴安装件 40，枢轴安装件 40 可枢转地承载产生推力的发动机，用于绕水平轴线的选择性枢转运动。图 5 示出了将两个引擎 38 串联安装到中央支撑结构 12 的枢轴安装件 40 之一。千斤顶装置 41 设置成将中心支撑结构和枢轴装置相互连接，用于使发动机绕枢轴座 40 的轴线枢转。

产生径向推力的发动机 38 包括 45 个推力装置 14，用于产生升力和逆着涡轮叶片 25 和 26 运转以旋转盘状机翼 11。用于调节推力角度方向的装置 39 控制产生的升力。如果推力发动机向下倾斜 50° ，使得它们的推力仅通过下部或第二组涡轮叶片 26，向上的升力将最大化。这个位置将用于垂直起飞和悬停。在发动机的相反位置，推力仅通过第一组涡轮叶片向上 55° ，产生向下的力，使轮盘迅速垂直下降。图中所示的位置 3，其中发动机基本上是水平的，推力均匀地分布在盘状 JSo-dal 机翼的两个表面上，产生法向升力，该法向升力可用于在水平运动时将圆盘保持在选定的高度。当然，通过对千斤顶装置 41 的适当控制，所述角度位置之间的无限变化是可能的。

65

可以理解，由于盘状机翼 11 的旋转，中央支撑结构和驾驶舱也将有旋转的趋势。为了抵消这一点并有选择地

旋转驾驶舱，我提供了一个推力转向、稳定装置 45。装置 45 用于有角度地偏转由推力产生发动机 38 产生的推力，以将推力的一些能量传递到中央支撑结构和驾驶舱的相应旋转量中。

装置 45 基本上包括多个径向直立方向舵 46，每对发动机 38 一个。方向舵 46 在 47 处枢转(图 4)围绕竖直枢转轴(平行于中央竖直轴线)连接到中央支撑结构 12。每个方向舵 46 径向向外并邻近相邻推力产生发动机 38 的推力端口 43。为每个方向舵 46 提供了千斤顶装置 48，该千斤顶装置 48 用于使方向舵 46 绕其竖直枢轴 47 枢转。千斤顶装置 48 可用于将方向舵 46 轻微地枢转到相邻发动机的推力中，以便引起围绕中心轴线的非常轻微的扭转，从而抵消通过旋转盘状机翼 11 和通过环形轴承 31、33 的摩擦产生的相反方向的扭转。此外，方向舵可以进一步枢转到由发动机产生的推力中，以引起驾驶舱和中央支撑结构的相应旋转。这将改变光盘的移动方向。这是因为水平方向推力装置 15 也连接到中心支撑结构，并且将随其旋转。

水平方向推力装置 15 由产生推力的发动机 55 组成。有一对发动机 55 安装在径向相对的成角度的发动机安装支柱 56 上。支柱从中央支撑结构和驾驶舱成角度向下延伸，以安装发动机 55，发动机 55 与中央旋转轴线等距，并且在高度上低于向外的后缘 19。

图 1 和 2 所示的发动机 552、3 和 8 是平行的，并且一致地操作，以使盘在由推力方向确定的直线路径上运动。然而，在 57 处提供了用于改变发动机位置的装置，以相应地改变由此产生的推力方向。这种装置 57 可以用来同时并以相反的方向完全旋转发动机 180，使得盘的向前运动可以被减慢、停止和反转。同样，发动机可以从图 1 所示的位置枢转 90° 8 到虚线位置。在这些位置，发动机 55 帮助产生升力。水平方向的分力被相对的发动机 55 抵消，但是由于来自两个发动机的推力都指向下方，因此产生了向上的合力，该合力增加了通过内燃机 38 产生的向上的升力。

应当理解，产生推力的发动机 55 可以是包括推力反向机构的多种类型，由此不需要发动机完全旋转 180° 。然而，提供发动机位置改变装置 57 仍将有利于在起飞和悬停期间辅助提升。如果需要，装置 57 可以执行一些转向功能并增强推力偏转装置 45 的稳定功能。在转向模式中独立地控制每个发动机，其中发动机将独立地枢转，响应于转向控制可以增强或在紧急情况下替代稳定转向装置 45 的转向能力。

装置 57 如图所示其中驱动机构 58 显示为连接到产生推力的发动机 55。机构 58 使发动机 55 旋转

QQ475725346
禁止转载

关于与盘状机翼旋转轴会聚的轴。机构 58 可以是通过枢轴 59 连接到相关发动机的适当形式的马达。枢轴的轴线垂直于发动机 5 安装支柱 56 的倾斜角。发动机 55 因此可以围绕枢轴 59 的轴线以 180° 的弧度自由旋转。根据操作模式 10, 可以如上所述提供适当的控制(未示出)以使发动机一致地向相反方向或独立地枢转。

无花果。图 3 和 4 最好地示出了驾驶舱结构 13 和中央支撑结构的相邻部分

12. 驾驶舱可包括在压缩机叶片 35 上方向上突出的球形透明气泡 61。透明气泡 61 为可能坐在驾驶舱内座位和控制台 62 处的飞行员提供了全视野。应该注意的是, 我的发明的图示例子示出了用于携带单个后座的¹⁰和控制组件 62。然而, 需要¹¹出的是, 圆盘的大小可以根据使用和负载要求而变化。

座椅和控制台 62 下方是下部驾驶舱外壳 63。该区域可能包括各种规定。燃料、燃料供应、控制¹²等。在航空和相关行业中是已知的。

一组起落架 65 设置在下驾驶舱外壳 63 的底侧。起落架包括至少三个安装在垂直 3Q 可¹³缩千斤顶 67 上的轮子 66, 用于轮子相对于驾驶舱外壳 63 的伸缩。千斤顶可操作以降低车轮, 并且可缩回到形成在下驾驶舱外壳 63 内的凹部中。

从以上技术描述中, 现在可以理解本发明的操作。

通过启动和控制推力装置 14 的推力来启动飞行, 以包括向下的推力分量。这是通过操作装置 39 将发动机 38 的推力角向下调整至 40°, 穿过下部的第二组涡轮叶片 26 并朝向地面来实现的。由此产生向上的力, 并且由于发动机 38 相对于盘的轴线径向相对, 所以沿着垂直线产生向上的升力。产生的推力 45 还作用在第二组涡轮叶片 26 上, 以启动盘状机翼的旋转。随着发动机推力向上提升圆盘, 圆盘形机翼将达到最大转速。

如果需要额外的向上推力, 发动机 50 可以枢转到相对的推力位置(图 2 中的虚线 8)因此它们的推力将增加通过发动机 38 产生的向上升力分量¹⁴。当获得足够的高度时, 发动机 55 可以绕其枢轴 59 的轴线枢转, 以产生水平方向的推力。该推力将用于在水平方向上移动飞盘, 而剩余的发动机 38 可以在较低的功率下运行, 以仅仅维持。圆盘的高度。这是因为当圆盘沿水平线 60° 移动时, 其空气箔形状也用于产生一定量的升力, 从而降低了对发动机 38 的要求。当然, 凸面 21 上方的空气压力降低, 同时。盘状机翼在旋转。由于压缩机叶片 35 的作用。它们用于将空气从盘状机翼上方向下吸入中央支撑结构的范围内。该空气用于发动机 38 的燃烧空气, 并通过涡轮叶片 25 和 26 向外引导, 以产生升力和旋转。

通过控制推力转向和稳定装置 45 可以简单地改变方向。径向直立方向舵 46 由千斤顶装置 48 选择性地枢转, 以抵抗发动机 38 产生的推力, 并引起驾驶舱和中心支撑结构围绕圆盘中心轴线的枢转运动。这导致产生水平推力的发动机 55 相应的枢转运动, 结果, 盘运动的方向突然改变。尽管这种倾斜可能是优选的, 并且可以通过改变产生水平推力的发动机的角度关系来启动, 但是旋转可以在没有盘倾斜的情况下进行。

通过同时使产生水平推力的发动机绕其倾斜轴线向相反方向转动, 高度可以有所变化。然而, 主要的高度变化是通过相对于盘状机翼的凹面和凸面向上或向下转动发动机 38 来实现的。

减速或停止飞行中可以通过使产生水平推力的发动机的方向反向以使盘的向前运动停止, 或者为发动机 55 提供推力反向机构来实现, 通过该推力反向机构, 盘的向前速度被减速到停止。然后, 可以操作适当的控制来增加通过发动机 38 的向下方向的推力分量, 并且如果需要, 发动机 55 可以枢转到虚线位置(图 2)8)协助产生垂直升力。这种悬停可以在圆盘朝着着陆表面缓慢垂直下降的过程中使用, 以在相对任意选择的高度完成起飞或中间飞行。

如果圆盘因机械故障或缺少燃料而失去动力, 圆盘形机翼将继续在轴承上绕其轴线旋转, 圆盘可以通过旋转圆盘形机翼产生的自由飞行优势安全地以直立位置降落在远处。足够的推力可以仅由涡轮叶片 25 和 26 上的压缩机叶片 35 产生, 以在下降期间继续盘状机翼的旋转。这也可以允许推力转向和稳定装置 45 的一些手动控制, 以防止不希望有的。中央支撑结构和驾驶舱区域的旋转。

应该理解的是, 以上描述和附图仅作为示例给出, 以阐述本发明的优选形式。下列权利要求阐述了我的发明的范围。

我声称的是:

1. 一种飞盘, 包括:

包括竖直轴线的中央支撑结构;

盘状翼, 其具有以竖直轴线为中心的凸形上表面和凹形下表面;

将机翼和支撑结构安装到彼此上的轴承, 用于绕竖直轴线自由独立旋转;

第一组圆形涡轮叶片, 其以竖直轴线为中心, 并安装在机翼上, 以在其凸起的上表面上向上突出;

第二组圆形涡轮叶片, 其以竖直轴线为中心, 并安装在机翼上, 以在其凹入的下表面上向下突出;

所述两组涡轮叶片被布置成赋予。所述盘状机翼的旋转运动

QQ475725346

禁止转载

响应于从中央支撑结构内指向它们的流体推力而绕竖直轴线旋转；

支撑结构内的推力装置，用于对涡轮叶片产生向外的推力；

用于成角度地调节由推力装置产生的推力的装置，使得推力可以向上指向第一组涡轮叶片或者向下指向第二组涡轮叶片，或者水平地相等地指向两组涡轮叶片；

安装在中心支撑结构上并位于推力装置和涡轮叶片之间的推力转向装置，用于有角^度地偏转推力，以引起中心支撑结构相对于所述盘状机翼的合成旋转或稳定旋转；和

水平方向推力装置安装在

0 中心支撑结构，用于产生定向推力，以便在飞行过程中水平移动圆盘。

2. 根据权利要求 1 所述的飞盘，进一步包括：

以竖直轴线为中心并沿其凸面安装在所述盘状机翼上的一组圆形压缩机叶片；

所述压缩机叶片相对于竖直轴线基本上径向布置，并且在所述涡轮叶片的上方和径向内部间隔开；30 和

其中所述推力装置包括多个围绕竖直轴线等间距分布的产生推力的发动机，推力口从竖直轴线径向向外，进气口位于所述压缩机叶片附近。

3. 如权利要求 1 所述的飞盘，其特征在于，水平方向推力装置包括至少一个水平推力产生发动机，该发动机安装在所述机翼凹面 4 下方的中心支撑结构上。

4. 如权利要求 3 所述的飞盘进一步包括用于使产生水平推力的发动机绕相对于竖直轴线倾斜的轴线枢转的夹紧装置。

45

5. 如权利要求 1 所述的飞盘，还包括沿着所述盘状机翼的圆形周边的环形漂浮装置。

6. 如权利要求 1 所述的飞盘，其中用于角度调节由推力装置产生的推力 50 的推力转向装置包括：

多个通常径向直立的方向舵，其绕推力装置和涡轮叶片组之间的直立轴线枢转到中心支撑结构；和 55

用于选择性地使所述舵从其正常径向位置绕其轴线枢转的装置。

7. 如权利要求 1 所述的飞盘，还包括以垂直轴为中心并安装在中心支撑结构上的圆顶座舱，该座舱在凸面上方向上突出 60°。

8. 如权利要求 1 所述的飞盘，其特征在于，所述推力装置由多个产生推力的发动机组成，这些发动机围

绕竖直轴线等距分布，推力口从竖直轴线径向向外 65 度；

并且其中所述水平方向推力装置包括至少一个安装在凹面下方的中心支撑结构上的推力产生发动机。

9. 如权利要求 1 所述的飞盘，其特征在于，所述轴承包括一对安装在中心支撑结构和盘状翼之间的环形轴承，其中一对环形轴承中的一个位于垂直轴的中心，并可操作地安装在上凸面和中心支撑结构之间，而其余的环形轴承位于垂直轴的中心，并可操作地安装在下凹面和中心支撑结构之间。

10. 如权利要求 1 所述的飞盘，还包括用于选择性地改变由水平方向推力装置产生的方向推力的装置。

11. 如权利要求 10 所述的飞盘，其特征在于，水平方向的推力装置包括一对产生推力的发动机，这些发动机通过基本上径向的发动机支柱安装在中心支撑结构上，这些发动机在垂直轴线的相对侧上间隔开，并且与垂直轴线相距相等的距离。

12. 如权利要求 11 所述的飞盘，其特征在于，用于改变由水平方向推力装置产生的方向推力的装置包括枢轴机构，该枢轴机构将产生推力的发动机安装到发动机支柱上，用于在其上围绕垂直轴线向外间隔开的轴线进行选择性的枢轴运动。

13. 如权利要求 12 所述的飞盘，其特征在于，发动机枢轴相对于垂直轴以相等的角度倾斜。

14. 一种飞盘，包括：

包括竖直轴线的中央支撑结构；

驾驶舱，位于竖直轴线上的中央支撑结构的中心；

具有凸形上表面和凹形下表面的盘状机翼；

上表面和下表面在圆形前缘和同心向外后缘处连接，两个边缘都以竖直轴线为中心；

轴承装置，用于将盘状翼安装到中心支撑结构上，以便绕竖直轴线自由旋转；

第一组圆形涡轮叶片，其以竖直轴线为中心，并沿着邻近圆形前缘的上凸面安装到盘状机翼上；

第二组圆形涡轮叶片，其以竖直轴线为中心，并沿着邻近圆形前缘的下凹面安装到盘状机翼上；

第一组和第二组涡轮叶片定位在盘状机翼上，以响应于从中心支撑结构内指向它们的流体推力而使盘状机翼绕竖直轴线旋转；

位于中心支撑结构内的推力装置，用于对涡轮叶片组产生向外的推力；

用于成角度地调节由推力装置产生的推力的装置，以便它可以选择性地指向第一组涡轮叶片或第二组涡轮叶片或两组涡轮叶片；

禁止转载

用于选择性地稳定中央支撑结构和驾驶舱以防止围绕竖直线旋转的装置；和
安装在中心支撑结构上的水平定向推力装置，用于产生定向推力，以便在飞行过程中水平移动圆盘。

15. 如权利要求 14 所述的飞盘，其特征在于，所述同心后缘在高度上间隔在圆形前缘和第二组圆形涡轮叶片下方。

16. 如权利要求 14 所述的飞盘，其中推力装置径向位于驾驶舱和前缘之间，还包括：
从第一组涡轮叶片向内朝向驾驶舱延伸的上盖表面。

17. 如权利要求 16 所述的飞盘，还包括一组位于涡轮叶片组径向内侧的上盖表面上的压缩机叶片，用于接收空气并将空气向下引导至推力装置和涡轮叶片组。

18. 如权利要求 16 所述的飞盘，进一步包括从第二组涡轮叶片向驾驶舱向内延伸的底盖表面。

22. 如权利要求 21 所述的飞盘，还包括用于使发动机围绕相对于驾驶舱的轴线枢转的装置，该轴线相对于竖直线倾斜。

23. 如权利要求 14 所述的飞盘，其特征在于，所述推力装置由多个产生推力的发动机组成，这些发动机围绕垂直轴等距分布，推力口从垂直轴径向向外；并且其中所述水平方向推力装置包括至少一个安装在凹面下方的中心支撑结构上的推力产生发动机。

24. 如权利要求 14 所述的飞盘，其特征在于，所述推力装置包括多个围绕竖直线等角度间隔的产生推力的发动机，并且用于角度调节由推力装置产生的推力的装置包括用于发动机的枢轴安装件和千斤顶装置，所述枢轴安装件使得发动机能够围绕水平轴线枢转运动，所述千斤顶装置位于发动机和中心支撑结构之间，用于选择性地围绕水平轴线枢转发动机。

25

19. 根据权利要求 16 所述的飞盘，其特征在于，所述轴承装置包括环形轴承，该环形轴承将所述上盖表面可旋转地安装到所述驾驶舱和中央支撑结构上。

20. 如权利要求 14 所述的飞盘，其特征在于，用于选择性地稳定中央支撑结构和驾驶舱的装置由多个通常径向直立的方向舵组成，这些方向舵枢转到中央

35 推力装置和涡轮叶片组之间围绕垂直轴的支撑结构；和
用于选择性地使舵从其正常径向位置绕其轴线枢转的装置。

21. 如权利要求 14 所述的飞盘，其特征在于，水平方向推力装置包括至少一个推力产生发动机，该发动机安装在盘状机翼后缘下方的中心支撑结构上。

40

45

50

55

60

65

[54]带有圆形机翼的飞机

4, 120, 468 10/197/244/12.2

外国专利文件
10/1907 法国 424//9
9/1955 意大利 244/12.2

[76]发明人: 纽约布朗克斯区金斯兰大道 2344 号尼古拉·博斯坦 10469

主考官——盖伦·I·赤脚
律师、代理人或公司——布鲁姆堡、格雷夫斯、多诺霍&雷蒙德

[21] 应用。编号: 951, 198

[22] 归档: 1978 年 10 月 13 日

[51] Int. Cl? B64C 29/04; B64C 17/06

[52] 美国 Cl 244/12.2; 244/23° C; 244/39; 24^./52

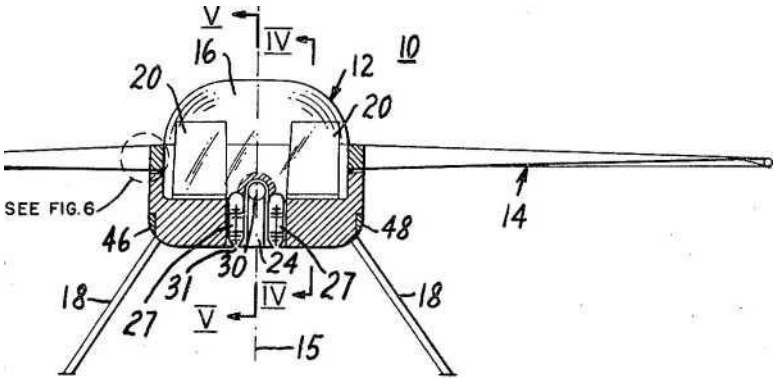
[58]搜索范围 244/12.1-12.5, 244/23, 39, 52

[56]引用的参考文献

美国专利文件

989, 681 4/1911 Woods 244/39	
3, 193, 214 7/D65 Hollingsworth 244/12.2	
3,309,041 331967 Etchberger.....	244/23A
3,321,156 5/1967 McMaasSers.....	244/12.2
3,514,053 5/D70 McGuinness	244/12.2
3,612,445 10/1^71 Phillips.....	244/12.2
3,752,417 8/1973 Lagace.....	244423 3
3,792,587 221974 Kappus	B
3,946,970 3/1976 Blankenship.....	244/23C
/,997,1/1 1121976 Kiing	424/2/ C

5 项权利要求, 7 幅图纸



一个ORET

美国专利1982年1月26日，第1页，共24,312,483页

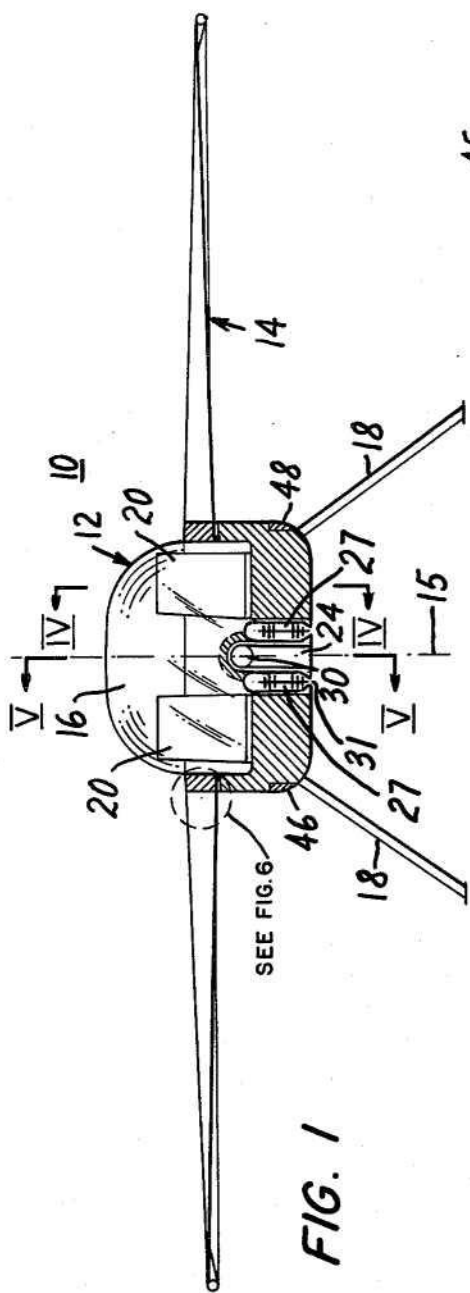


FIG. 1

SEE FIG. 6

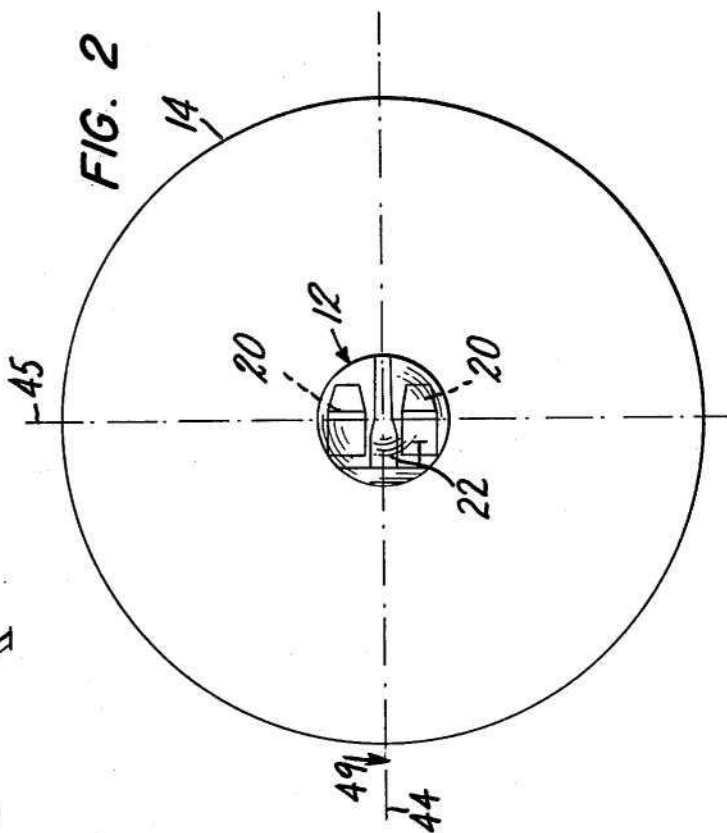


FIG. 2

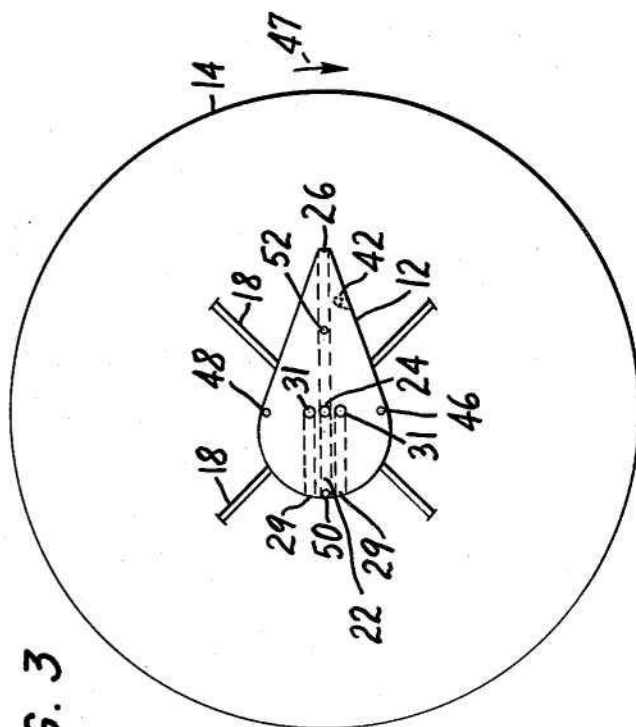


FIG. 3

QQ475725346

禁止转载

FIG. 4

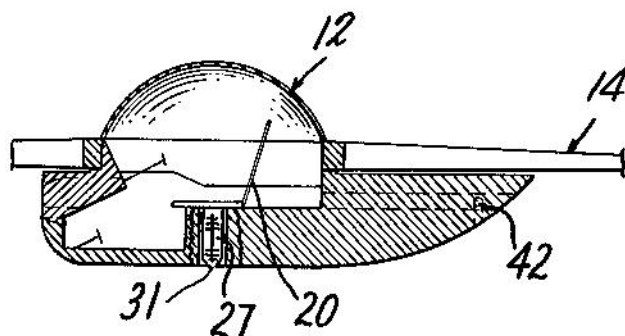


FIG. 6

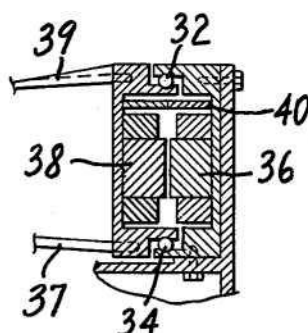


FIG. 5

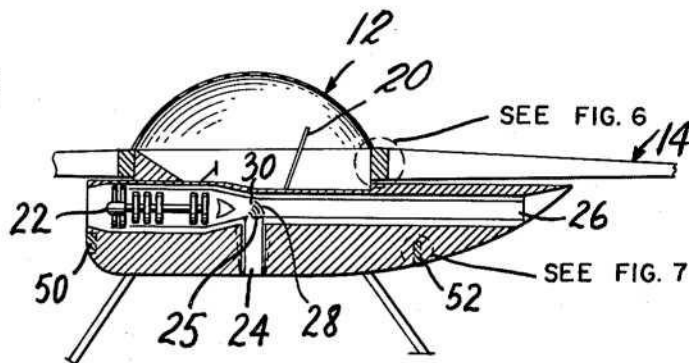
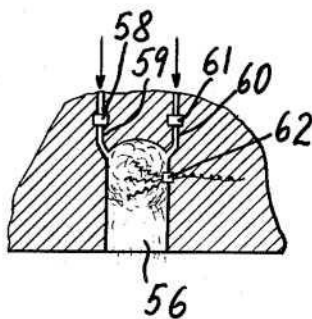


FIG. 7



1 带有圆形机翼的飞机

发明背景

本发明涉及动力飞机，尤其涉及具有圆形机翼构件的飞机。

几项现有技术专利，包括美国专利。第 2, 939, 648、3, 067, 967、.3, 503, 573、3, 514, 053、3, 519, 224 和 3, 946, 970 公开了具有圆形机翼构件的飞机，该圆形机翼构件被布置成绕飞机机身旋转，从而提供飞机姿态的陀螺稳定。所有这些，现有技术的飞机在圆形机翼构件上设置有一些空气动力学主动部件，用于辅助或控制飞机飞行。特别地，旋转翼构件通常设置有翼形翅片、通道、凹槽或推力构件，用于提供飞机升力。

本发明的一个目的是提供一种新^的和^进的 aircraft，其^{有基本}没有空气动力学活性构件的 ckcutar wmg 构件。¹⁵

发明概述

根据本发明，提供了一种飞机，其包括居中安装在机翼构件中的机身构件。机身构件[■]包括推进装置、飞行²⁰控制装置以及推进和飞行控制装置的操作装置。翼构件包括具有基本垂直轴线的圆盘。该盘被布置成相对于机身绕轴线旋转，并且基本上没有空气动力学上主动的飞行控制或推进构件。提供了用于相对于机身旋转圆盘的²装置，从而陀螺稳定飞机的姿态。

机身上的推进装置是喷气发动机，该喷气发动机设置⁵成提供具有沿盘轴线的第二推力分量和基本垂直于盘轴线的第二推力分量的推力。操作装置控制第一和第二推力分量的相对大小。机身可额外配备包括反作用马达的姿态控制装置。反作用马达可以被启动，以围绕垂直于³⁰圆盘轴的轴在机身上施加扭矩，从而引起圆盘轴的陀螺进动以及飞机姿态的相应变化。通过将机翼部件的质量集中在圆形机翼的圆周边缘，可以提高飞机的稳定性。这种质量集中增加了相对于车辆总重量和机翼部件旋转速度的旋转机翼部件的回转力矩。根据本发明的另一方³⁵面，推进装置被布置成沿着方向基本上穿过飞行器的质心的矢量提供所述第一和第二推力分量。

为了更好地理解本发明以及其他和进一步的目的，结合附图参考以下描述，并且其范围将在所附权利要求中⁴⁰指出。

附图简述

图图 1 是根据本发明的飞机的前视图，部分为横截面。⁴⁵

图[■] 2 是图的俯视图 1 架飞机。

图图 3 是类似于图 1 的飞机的仰视图，1，飞机。

图图 4 是图的纵向剖视图 1 架飞机。

图图 5 是图的中心纵向剖视图 1 架飞机。

图图 6 是轴承的详细剖视图，图中的机翼通过该轴承⁵⁰1 架飞机安装在机身构件上。

图图 7 是图中所用类型的姿态控制反作用马达的剖视图 1 架飞机。

优选实施例的描述

无花果。图 1 至图 5 示出了根据本发明构造的双座通用飞机 10。所示的通用飞机 10 仅出于说明的目的而被描述，并且应该认识到，本发明固有的优点同样适用于更大或更小尺寸并且具有不同配置和用途的飞机；事实⁶⁰上，在具有明显更大尺寸的飞机中，一些优点(将在下面进一步描述)是最重要的。

飞机 10 包括机身 12 和圆形空气翼或机翼构件 14。'

2

机身 12 包括驾驶舱 16，在驾驶舱 16 内提供座椅 20 以容纳飞机飞行员和另一名乘客。机身 12 还设置有起落架 18，起落架 18 包括支柱，飞机在地面上时搁在支柱上。

⁵ 由于飞机 10 能够垂直起飞和着陆，支柱 18 不需要具有坚固的结构来承受滚动起飞或着陆的力，因此可以具有小的空气动力学横截面。支柱 18 可缩入[■]。降低水平飞行时空气阻力的机身。

传统喷气发动机设计的主推进发动机 22 安装在机身前端的中央。发动机 22 用于通过经由喷嘴 24 排出燃烧气体来提供沿着具有沿着机翼 14 的垂直轴线 15 的方向的矢量的推力，或者可选地通过经由喷嘴 26 引导的排气来提供沿着基本垂直于机翼构件 14 的轴线 15 的方向的推力。两个控制构件 25 和 28，在图 2 中可见 5 设置在发动机 22 和排气喷嘴 24 和 26 之间。

当飞机具有基本上为零的水平速度时，来自发动机 22 的废气由叶片 28 主要或唯一地引导通过喷嘴 24，以产生沿着矢量的推力，该矢量具有沿着圆形机翼的轴线 15 垂直向下的方向

14. 该轴线以及推力矢量基本上穿过飞机的质心 30。

当飞机进行水平飞行时，叶片 28 缩回到通向喷管 24 的管道中，来自发动机 22 的产生推力的废气的一部分或全部被引向排气喷管 26，沿垂直于机翼构件 14 的轴线 15 的矢量产生水平推力，并穿过飞机质心 30。当...的时候

阀 25 关闭, 发动机 22 的所有推力都提供给喷嘴 26。

一般来说, 为了实现令人满意的垂直爬升和令人满意的垂直下降速度, 有必要提供一种能够产生大大超过飞机重量的推力的发动机。优选地, 发动机 22 的推力应该超过车辆重量的 30%。水平飞行时不需要这个发动机推力。因此, 提供仅用于悬停和垂直飞行的辅助发动机和用于所有空中机动的主发动机可能是有利的。无花果。图 1 和图 3 示出了这样的布置, 其中提供了三个发动机, 能够提供垂直或水平推力的主发动机 22 和辅助发动机 27, 辅助发动机 27 具有入口 29 和向下的排气喷嘴 31, 用于为垂直起飞、悬停和着陆提供必要的额外推力。

如前所述, 围绕垂直轴线 15 对称的机翼构件 14 可旋转地安装在机身 12 上, 使得机翼构件的轴线 15 穿过飞机质心 30。机翼 14 通过提供轴承 32 和 34 安装成相对于机身旋转, 如图 1 所示 6。将认识到, 可以利用其他轴承布置。为了引起机身和机翼构件之间的相对旋转, 电磁马达磁极和线圈 36 和 38 布置在轴承 32 和 34 之间, 使得电流可以用于反向旋转两个飞行器部分 12 和 14。电机还包括电刷架和电枢组件 40。反作用马达 42 设置在机身 12 上, 以提供反向旋转扭矩, 并补偿飞机机身 12 与机翼构件 14 的旋转相反的旋转趋势。35

作为使用线圈 36 和 38 来产生机身构件 12 和机翼构件 14 之间的相对旋转的替代方案, 机翼构件可以设置有切向定向的反作用马达, 用于引起机翼旋转并与机身稳定反作用马达 42 相对作用。

本发明的一个重要特征在于, 机翼构件 14 提供飞机姿态的陀螺稳定, 并且基本上没有空气动力学主动飞行控制或 45 个推进构件。在图 1 和 2 所示的实施例中如图 1 至 5 所示, 机翼构件 14 没有空气动力学主动构件。取决于机翼形状 50 和水平飞行期间的飞机俯仰, 机翼构件 14 自然地参与在垂直飞行和升力期间提供阻力的飞机 10 的飞行动力学, 但是机翼 14 不包括用于影响垂直或水平飞行的速度或方向的任何构件。因此, 机翼构件 14 的旋转不用于引起任何显著的向下推力来辅助飞机的垂直飞行 55。同样, 即使在机翼构件 14 上具有反作用发动机以引起机翼构件旋转的实施例中, 反作用发动机相对于飞机质心基本上是中性的, 并且不提供垂直或水平飞行的推进或控制。

如前所述, 机翼构件 14 的主要功能是为飞机 10 的姿态提供陀螺稳定。为此, 机翼构件 14 的质量主要集中在机翼构件的外缘 65 处。在一个实施例中, 机翼 14 的外边缘由 50 毫米的管子或线绕边缘制成, 弯曲形成直径为 6.5 米的机翼边缘。机翼边缘由辐条状结构件支撑, 该结构

件由金属板或其它合适的材料覆盖, 以形成机翼的翼型表面 37 和 39。对于机翼直径为 6.5 米、最大起飞重量为 700 公斤的飞机, 机翼的总重量可能为 150 公斤, 其中 115 公斤集中在圆周边缘。

对于图 1 和 2 所示的双乘客飞机 10 如图 1 至 5 所示, 机翼构件以 1000 至 1500 转/分的速度旋转, 以产生所需的回转稳定力矩。这种高速旋转由于机翼构件没有空气动力学主动飞行控制或推进构件而变得容易, 特别是在图示的实施例中, 其中线圈 36 和 38 形成感应旋转的电动机。

根据陀螺稳定原理, 任何使飞机绕垂直于机翼构件 14 的旋转轴 15 的轴旋转的力都会引起旋转轴绕第三垂直轴的进动。因此, 围绕飞机滚转轴线 44 不对称的力, 例如可能由反作用马达 46 或 48 之一引起的力, 将引起旋转轴 15 围绕俯仰轴线 45 的进动。因此, 对于机翼 14 在箭头 47 和 49 所示方向上的旋转, 反作用马达 46 的启动将导致飞机俯仰角的增加, 而马达 48 的启动将导致飞机俯仰角的减小。同样, 启动马达 50 和 52 以提供围绕俯仰轴 45 的扭矩将导致旋转轴 15 围绕滚转轴 44 的进动, 以及随后的飞机滚转角的倾斜。机身构件的偏航控制和去偏都由反作用马达 42 提供。

熟悉飞机控制的人会认识到, 飞机的控制可以由传统的杆式和方向舵式控制来提供。偏航喷口 42 可以以与方向舵相同的方式被控制, 并且滚转和俯仰喷口 46、48、50 和 52 可以使用由飞行员操作的操纵杆来控制。自动姿态和方向稳定可以由响应陀螺传感器的自动控制电路提供。

由于飞机 10 的空气框架没有操纵面或稳定器, 所以飞行控制和操纵不同于常规飞机。倾斜(即旋转轴 15 围绕滚动轴 44 的进动)导致侧滑而没有偏转变化。通过改变机身的偏航, 从而改变推力的方向, 可以在没有倾斜的情况下转弯。

作为提供多个控制喷口 46、48、50 和 52 的替代方案, 可以提供安装成在任何方向提供推力以控制飞机俯仰和滚转的单个喷口。这种单个喷嘴优选可枢转地安装在机翼 14 的轴线 15 上, 与重心 30 相距一段距离。

图 7 是详细的剖视图, 示出了可用于任何控制马达 42、46、48、50 或 52 的辅助反作用马达。马达包括燃烧室 56, 压缩空气通过导管 59 供给燃烧室 56, 燃料通过导管 60 供给燃烧室 56。空气和燃料供应由阀门 59 和 61 控制。提供点火装置 62 来点燃燃烧室 56 中的燃料和空气混合物, 并由此由排出的燃烧气体产生推力。

QQ475725346
禁止转载

根据本发明的双客机 10 的典型规格如下：
机翼直径: 6.5 米
驾驶舱直径: 1.2 米
高度(不包括起落架): 1.05 m. 5
机身长度: 2.5 米
机身宽度: 1.35 米
空载重量: 405 斤。
有效载荷: 295 斤。
最大起飞重量: 700 斤。

本领域技术人员将认识到，本发明的原理可以有利地应用于具有更大尺寸和不同功能的飞行器。所描述的飞机能够实现固定翼喷气式飞机 15 的高空气速度特性，并且能够实现旋翼飞机的垂直起飞和着陆特性。此外，飞机具有很高的稳定性和机动性，因此最适合于许多军事任务，如近距离战术支援。

20

虽然已经描述了本发明的优选实施例，但是应当认识到，在不脱离本发明的精神的情况下，可以对其进行其他和进一步的修改，并且旨在要求落入本发明的真实范围内的所有这些修改。

我声称:

1.一种用于垂直、水平或静止飞行的飞机，包括机翼构件和安装在所述机翼构件中心的机身构件，所述机翼构件包括推进装置、空气动力学主动飞行控制装置和用于操作所述推进和飞行控制装置的装置，所述机翼构件

包括比所述机身大得多并具有基本垂直的轴线的圆盘，所述圆盘被布置成相对于所述机身绕所述轴线旋转，所述盘和推进装置被布置成使得所述盘在旋转时具有基本上中性的升力特性，所述盘基本上没有空气动力学主动飞行控制或推进构件，由此所述盘在所述垂直或静止飞行期间基本上不提供升力或推力，以及用于相对于所述机身旋转所述盘的装置，从而陀螺稳定所述飞机的姿态，所述推进装置包括反作用马达，该反作用马达具有用于沿所述盘轴线提供第一推力分量的第一排气口和用于提供基本上垂直于所述盘轴线的第二推力分量的第二排气口，所述第一和第二排气口包括管状通道，所述通道基本上在所述飞机的重心处相遇，并且所述操作装置包括用于控制反作用马达废气流过所述排气口的装置，从而控制所述推力分量的相对大小。

2. 如权利要求 1 所述的飞行器，其中所述盘的相对质量在所述盘的圆周边缘附近的区域大于所述盘的相邻径向内部区域。

3. 如权利要求 2 所述的飞行器，其中所述盘包括形成所述盘的圆周边缘的相对较重的环。

4. 如权利要求 1 所述的飞机，其中所述用于实现相对旋转的装置包括电动机。

5. 如权利要求 4 所述的飞机，其中所述电动机具有在所述机身构件和所述机翼构件的连接处围绕所述机身构件的环形杆构件。

40

45

50

55

60

65

Eshoo

[54]非刚性飞艇

[76]发明人: 弗雷德里克·埃肖, 66 Cleary Ct., Apt.
加利福尼亚州旧金山 1304 号, 邮编
94109

[21] 应用。编号: 77, 188

[22] 归档: 1979 年 9 月 20 日

[51] Int. CL3 B44B 1/88

[52] 美国 C1 244/30; 244/23° C;

244/97; 244/128

[58]搜索范围 244/23 C, 24, 25, 26,
244/27、28、29、30、31、96、97、98、125、128

[56]引用的参考文献

美国专利文件

1, 027, 590 5/1912 Bucher 244/30
1451503 4/1923 Goetz 244/29
7/1925 244/31
11/1971 CG¹¹unr¹ 244/29
4, 114, 837 9/W78 Pavlecka 等人 244/26

外国专利文件

215774 9/9908 Fed. 德国共和国 244/30 2327922 5/1977 法国
244/23 C

1908 年第 12247 号联合王国 244/30

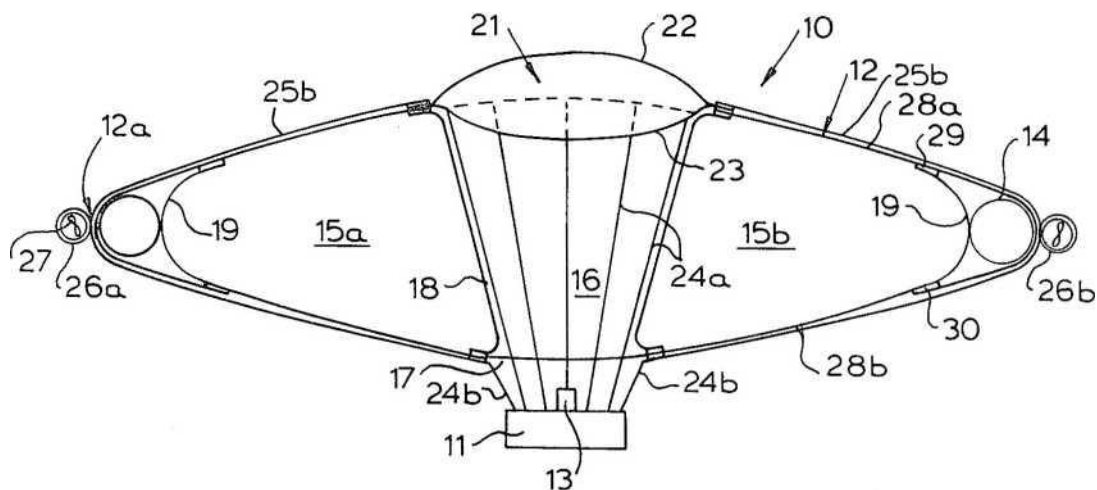
主考官——查尔斯·弗兰克福特

律师、代理人或事务所——希尔、范·桑顿、斯蒂德曼、
乔拉和辛普森

[57]摘要

公开了一种比空气轻的飞碟或盘形非刚性飞艇。提供了一种碟形柔性封套, 环形加压管位于该封套内, 以便在膨胀时将柔性封套保持在碟形形状。外壳内的壁由中心腔室和围绕中心腔室对称设置的多个外腔室构成。典型地, 诸如吊篮之类的负载悬挂在中央室的下方。为了保持水平飞行的稳定性, 优选地通过向中心腔室提供热空气和向外腔室提供比空气轻的气体(例如氦)来产生差动力, 从而提供比中心腔室更大的升力。推进单元优选地布置在封套的相对的外围侧边缘, 并且碟形飞船的操纵通过旋转飞船来完成。

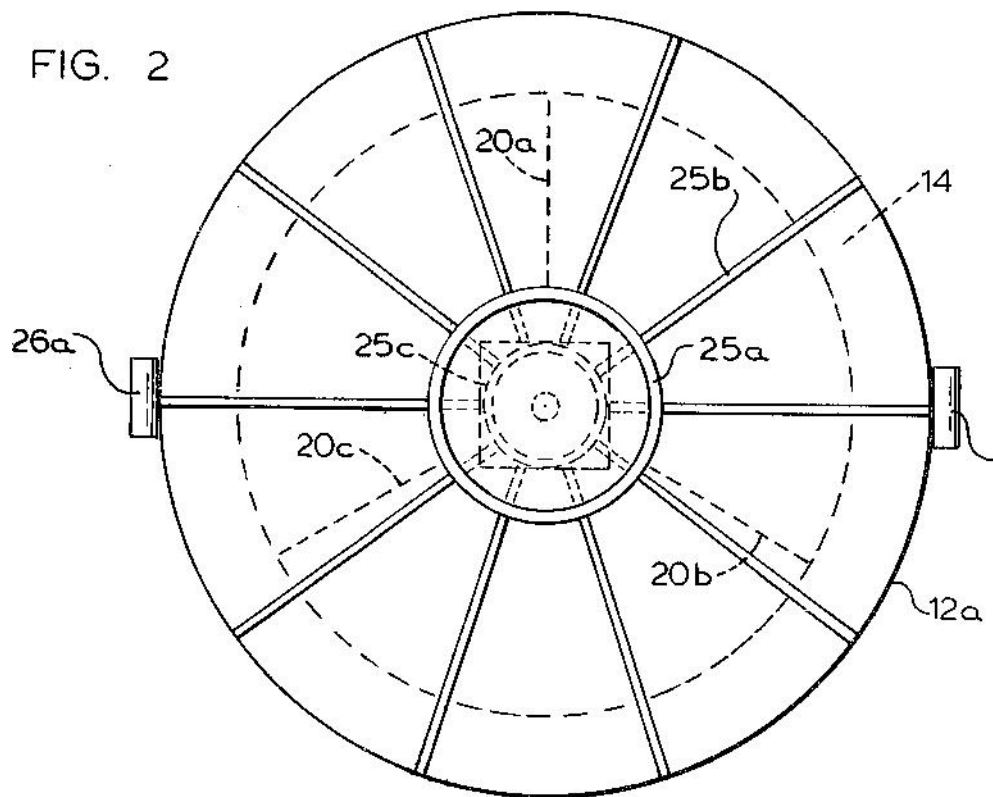
8 权利要求, 11 个图纸



美国专利 1982 年 4 月 27 日，第 1 页，共 24, 326, 681
页

一个 ORET

FIG. 2



图图 45

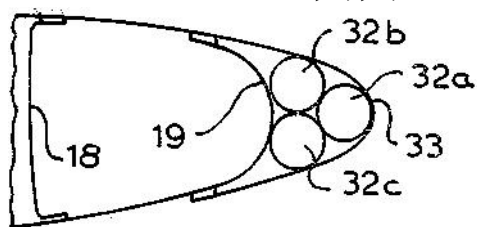


FIG. 6 $T_1 \gg T_2$

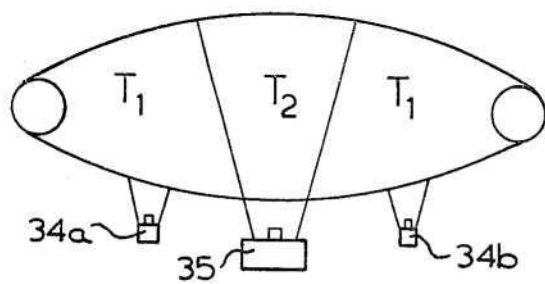


FIG. 8

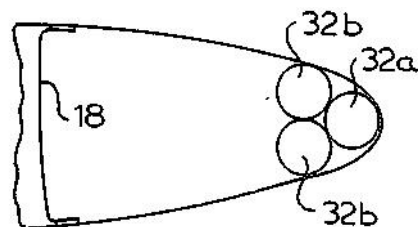
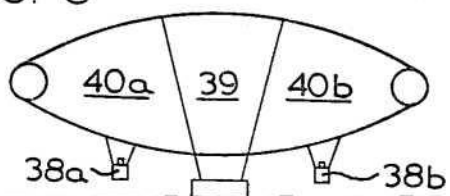


FIG. 7 $T_1 \gg T_2$

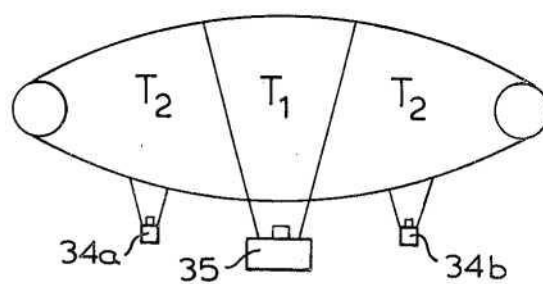
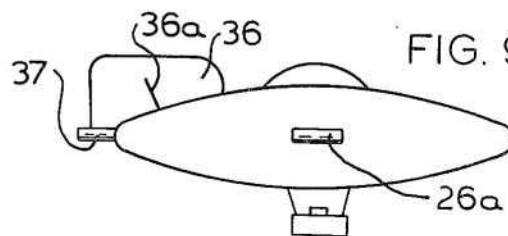


FIG. 9



QQ475725346

禁止转载

非刚性飞艇

发明背景

非刚性和/或比空气轻的飞艇是众所周知的，例如提供了许多形状和尺寸的气球。已知的设计体积非常大，如果发动机用于横向推进，会有相当大的阻力。建造一个气球或其他类型的飞艇是有利的，因为它的形状更适合用较小的阻力推进。与已知的气囊形状相比，这种形状将是流线型的，因此优选在一个坐标方向上具有小尺寸，例如薄的横截面。然而，很难用柔软的织物制造出一个充气后仍能保持这种形状的气球。更具体地说，如果选择的形状是圆盘或“飞碟”形状，它。当封套膨胀时很难保持薄的横截面。

以前还已知提供比空气轻的飞艇，其可以在给定方向推进，并且流线型以促进在给定方向的推进，但是其具有鳍或其他引导表面以保持稳定性。如果需要向左或向右转弯，通常需要将一个鳍倾斜到比较低的鳍更低的位置来开始转弯。因此，无法实现急转弯。

众所周知，“飞碟”形状是一种理想的形状，因为它在所有水平方向上都是流线型的。然而，到目前为止，还不知道如何在水平飞行中保持这种碟形形状。

发明概述

它是的一个对象。本发明提供了一种碟形飞艇，其在空气动力学上。稳定的假设。即使有各种气流，也能保持水平飞行。这可能会暂时影响飞艇的水平飞行。

它是另一个物体。本发明的目的是提供一种非刚性的轻于空气的飞艇，该飞艇在充气后将保持圆盘或碟形形状。

本发明的另一个目的是提供一种飞艇，该飞艇可以在不需要倾斜的情况下进行转弯，并且可以在非常小的区域内进行转弯。

根据本发明的优选形式，提供了一种比空气轻的碟形非刚性飞艇，其中提供了碟形柔性封套，在该封套内，环形加压管位于碟形封套的外周边缘部分，以便在封套充气时保持碟形形状。在外壳内，提供了中心室和围绕中心室的外室系统。在中心腔室中提供热空气或提升气体，并且在外腔室中也提供提升气体或热空气，但是其中在外腔室系统中提供的提升大于中心腔室。-在中心舱下方悬挂载荷的情况下，由于中心舱提供的升力小于围绕中心舱的对称力，因此水平或水平飞行可获得空气动力学稳定性。

在本发明的另一种形式中，围绕中心室提供多个气囊。此外，还可以在整个飞船内提供升力气体，例如氦气，只要在飞船内产生不同的升力，就不需要使用热空气

以便保持如上所述的空气动力学稳定性。此外，由中央腔室提供的升力可能大于由外部腔室提供的升力，因此也可以以这种方式实现空气动力学稳定性。

虽然在优选的形式中，气球是“飞碟”的形状，但是也可以采用其他形状，同时仍然保持前面指出的空气动力学稳定性。

优选地，外室系统包括围绕中心室对称设置的多个室，并且在正常飞行期间，防止气体从一个室转移到另一个室，使得在飞船暂时倾斜的情况下，气体不会从一侧流向另一侧。然而，可以提供阀来选择性地将气体从一个腔室转移到另一个腔室。

附图简述

图1是本发明改进的飞艇的透视图；

图1A是沿图1a-1a线截取的截面图1；

图2是本发明的碟形飞艇的俯视图；

图2A是一个简化的横截面图，显示了沿着图1的IIa-IIa线截取的室分隔壁的位置1；

图3是图1的飞艇的另一实施例的顶部剖视图1；

图4是图1的碟形飞艇外围边缘处的框架支撑管系统的替代实施例1；

图5是图1的框架系统的另一个替代实施例4；

无花果。图6、7和8是简化的侧剖视图，示出了本发明的替代实施例中的各种提升气体布置；和

图9是本发明飞艇的侧视图，示出了采用稳定翼和推进式推进单元的替代实施例。

优选实施例的描述

如图2所示参考图1，根据本发明，提供了一种改进的非刚性碟形飞艇，总体用10表示。优选地，这种飞船利用提升气体，例如热空气、氦气等。飞船可以支撑负载11，例如运载飞行员的吊舱。热空气发生器13优选地安装在吊篮上，以便通过孔17向上引导热气流，在图中更清楚地示出1A进入飞艇。这种热空气发生器是众所周知的，包括丙烷燃烧器系统。

飞船由碟形或盘状的外壳12形成，并且优选包括尼龙或塑料材料，例如用于热空气和气体气球中的材料。为了保持碟形形状，通常被称为“内管”形状的环形加压管14设置在飞船的外周边缘12a处。当环形管14位于外壳12内并用空气或氦气加压时，当外壳12膨胀时，由于环形管14用作框架构件，所以保持碟形。如图1和2所示1A，2和2A，外壳12由一个

禁止转载

顶部包络部分 28a 和底部包络部分 286。通过提供围绕飞水平平衡位置。因此，本发明通过包含在外壳内的差船垂直中心轴线的内室壁 18，在外壳 12 内形成中心或内动提升系统实现了这种水平空气动力稳定性。优选地，室。内室壁 18 是倾斜的，以便形成倒置的截锥形中央室外部腔室之间没有气体传输，使得当飞船的一侧高于 16，该中央室 16 近似于已知的热气球设计的形状。外部。另一侧时，没有气体流向飞船的较高部分。然而，可中央腔室 16 和多个外部腔室 15a、b、c 以对称的方式围以提供阀门来选择性地输送气体以平衡提升。

绕中央腔室分布。优选地，提供三个或者三个的倍数的 通过用氦气填充圆顶室 21，顶部这样的室。这些室 15a、b、c 通过提供室分隔壁 20a、b、即使没有添加热空气，圆顶的 10 也是自支撑的。圆顶 c 而形成，室分隔壁 20a、b、c 从内室壁 18 向飞船的外也可以用空气加压。

围边缘 12a 径向延伸。这些分隔壁以如图 1 所示的对称 飞船的高度可以通过中心室 16 内的热空气的温度模式提供 2A，使得外腔 15a、b、c 的容积基本相等。可来控制，从而控制升力。

以设置外室壁 19，以将环形管 14 与每个外室隔离，或者根据本发明，为了改变飞机的飞行方向，不需要像现为每个室 15a、15b、15c 提供并 20 限定的密封内部 有技术的飞艇设计那样倾斜。相反，人们可以简单地

圆顶室 21 位于中心室 16 上方，并在中心室 16 上方提从两个推进单元中的一个产生更大的推进力，从而使供支撑屋顶。该室由上壁 22 和下壁 23 形成。优选为尼碟形飞船基本上围绕其垂直中心轴线旋转，然后通过龙的负载缆索 24a 可以从中心腔室 16 的顶部向下延伸到从每个推进单元 26a、266 施加基本上相等的推力，在吊舱 11，并且附加的负载缆索 246 可以从邻近孔 17 的外新的方向上恢复水平飞行。

壳 12 的底部延伸到吊舱。 由于相对于飞艇直径的相对较小的垂直高度，飞艇

为了给吊舱提供进一步的包络线支撑和载重线 30，如的空气动力学特性优于以前的设计。

图 2 所示的上部圆形载重带 25a2 可以设置在圆顶 22 周 此外，通过提供与接合点 29 连续的下包络部分 286，围。纵向负载带 25b 以对称模式围绕外壳向下延伸到围气体渗漏被最小化。

绕孔 17 的下部圆形负载带 25c。 35 此外，有可能在非圆形的非刚性飞艇中提供本发明

推进单元 26a、b 被提供用于飞船在飞行期间的运动。的差动升力概念，尽管圆形提供了前述的方向改变优这些推进单元优选地放置在碟形 飞船的外围边缘 12a 及点。

其相对侧。这些推进单元中的每一个都可以包含由低马 本发明的进一步的实施例显示在图 1-3 中 3 到 9。在力电动机驱动的小螺旋桨 27、40。

如图 2 所示 1A，外壁 19 可以是下封套部分 286 的延形管 14 和中心腔室 16 之间提供多个封闭的提升气囊伸部分，其在 29 处缝合到上封套部分。类似地，上封套 31。这些袋 31 应该基本上均匀地分布在中心室 16 周部分 28a 可以围绕环形管 14 延伸，以形成外围边缘 12a，围，并且优选填充有氦气。

然后在 30 处缝合到下封套部分 286。 如图 2 所示如图 4 所示，不是提供单个环形管 14，

在本发明的优选实施例中，中心室 16 充满热空气，外而是可以以三角形图案提供三个或更多个小环形管，室 15a、6、c 充满氦气。此外，为了确保足够的升力，例如 32a、326 和 32c，使得管 32a 中的一个形成飞艇优选用氦气对环形管 14 加压。当施加载荷例如吊篮 11 的窄的、尖锐的、空气动力学平滑的外围边缘 33。

时，产生向下的力 F1，如图 1 所示 1。这个力由力 55 F2 如图 2 所示如图 5 所示，如果设置分隔壁和内室壁加上 F3 来平衡。由于围绕中心轴向力 F3 的对称力 F2 大 18 用于形成外室，则可以取消外室壁 19。

于 F3，所以飞艇在飞行过程中保持水平平衡。因此，如 如图 2 所示如图 6 所示，中心室可以用热空气发生果气流暂时倾斜飞艇，飞艇将自动恢复 60° 水平飞行。器 35 加热，而外室可以用附加的热空气发生器 34a、换句话说，由于空气密度随着离地高度的增加而降低，346 和 34c(未示出)加热。优选地，外腔室中的温度 T1 如果飞碟的左侧向上倾斜，周围的空气密度将低于飞艇超过中心腔室中的温度 T2，从而产生前述的不同升力右侧的空气密度，在飞艇右侧空气密度更大。因此，将的空气动力稳定性。

产生一个差异，使得飞艇右侧的升力将超过飞艇左侧的 或者如图 2 所示如图 7 所示，外部腔室中的温度可以低于中心腔室中的温度，从而在中心具有较大的力，而在中心力周围具有较小的力。这种布置也将通过差动升力产生空气动力稳定性。

升力，并使飞艇返回到 在图中央腔室 39 填充有除空气之外的提升气体，例如氦气，而外部腔室 40a、6、c 通过使用热空气发生器 38a、6、c 被提供有热空气

只要中心腔室和外腔室之间的力不同，就可以获得足够的升力气动稳定性。

最后，在图图 9 示出了附加的垂直稳定翼 36，其连接在飞船的一侧，并由支撑缆绳 36a 支撑。此外，可提供推进式推进单元 37 作为前述推进单元 26a、26b 的替代或补充。

尽管在本发明的优选实施例中采用了圆盘或碟形形状，但是用于稳定性的不同升力原理也可以用于其它形状的飞艇，例如雪茄形状，在这种情况下，具有更大升力的腔室可以设置在飞艇的前部和后部，与中心载荷对称，使得飞艇的前部和尾部将保持在基本水平的平面内，尽管这种布置可能不能保持绕飞艇纵轴的旋转稳定性。

尽管本领域的技术人员可以提出各种微小的修改，但是应该理解的是，我希望体现在此处授权的专利范围内，所有这些实施例都合理且适当地落入我对本领域的贡献的范围

25

我宣称这是我的发明：

1. 一种采用差动升力稳定的非刚性轻于空气的飞艇，包括：

碟形外壳，其具有中心腔室和围绕中心腔室对称布置的多个独立的外部腔室；

支撑在外壳中心腔室下方用于产生热空气的装置；

外部腔室中除热空气之外的轻于空气的介质，并且中

心腔室在其底部具有开口，该开口的尺寸允许热空

气从用于产生热空气的装置进入，外部腔室中的介

质提供关于中心腔室对称布置的提升力，该提升力

大于当填充有热空气时由中心腔室提供的提升力；

其它室彼此分开，以便当碟形外壳相对于水平飞行倾

斜 45° 时，防止轻于空气的介质移动；和

外腔室被设计成提供对称的升力，以便将飞艇保持在水平姿态，作为飞艇偏转时返回的平衡状态。

50

2. 根据权利要求 1 所述的非刚性飞艇，其特征在于，环形加压管沿着封套的圆形周边定位在封套内，以保持封套的圆形形状。

3. 根据权利要求 1 所述的非刚性飞艇，其特征在于，多个外室由从中心室延伸到外周的分隔壁提供

飞艇的后部，所述分隔壁围绕中心腔室对称布置。

4. 根据权利要求 1 所述的非刚性飞艇，其中推进器布置在飞艇外围的相对侧。

5. 根据权利要求 1 所述的非刚性飞艇，其中圆顶室封闭中心室的顶部。

6. 一种通过差动升力稳定非刚性飞艇的方法，包括以下步骤：

提供封套，该封套具有底部带有开口的中心腔室和在水平面上围绕中心腔室对称布置的多个封闭的外部腔室；

通过中心腔室中的开口引入由悬挂在中心腔室下方的热空气发生器产生的热空气，并在每个外腔室中提供不同于热空气的轻于空气的介质；

将飞艇装载到中心舱下方；将飞船保持在水平姿态，该姿态是飞船偏转时返回的平衡状态，所述平衡状态是由外腔室产生的外周升力的结果，该外腔室关于由中心腔室中的热空气产生的较小升力对称布置；和

当飞船相对于水平飞行倾斜时，通过在彼此分开的所述封闭的外部腔室中提供介质来防止外部腔室中的介质移动。

7. 根据权利要求 6 所述的方法，还包括通过对沿封套的圆形周边定位的封套内的环形管加压来保持飞艇形状的步骤。

8. 一种采用 dif 的非刚性轻于空气飞艇

稳定所需的不同升力，包括：

圆形碟形外壳，其具有中心腔室和围绕中心腔室对称布置的多个分开的等体积外部腔室；

支撑在外壳中心腔室下方的负载；

在所有外腔室中提供相同的提升气体，并且在中心腔室中也提供提升气体，所有外腔室中的提升气体提供关于中心腔室对称布置的总提升力，该提升力大于由所述中心腔室中的提升气体提供的提升力；

等容积的外部腔室彼此分开，以便当碟形外壳相对于水平飞行倾斜时，防止其中的提升气体移动；和

外腔室被设计成提供对称的升力，以便将飞艇保持在水平姿态，作为飞艇偏转时返回的平衡状态。

美国专利 ^{twj}

约旦

4, 387, 867

[45]1983 年 6 月 14 日

[54]FLING CRAFT

[75]发明人: 奥地利卡林西亚州海因茨·乔丹

[73]受让人: Technische Geräte-
Entwicklungsgesellschaft m.b.H.
奥地利沃尔夫尼茨/克拉根福

[21] 应用。编号: 267, 493

[22] 归档: 1981 年 5 月 27 日

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续。第 956, 005 号, 1978 年 10 月 30 日, 专利。4, 273, 302 号。

[30]国外申请优先权数据

1979 年 10 月 31 日]奥地利 7749/77
1979 年 6 月 13 日奥地利 4309/78
1929 年 6 月 13 日奥地利 4310/78
1980 年 2 月 1 日奥地利 537/80

[51] Int. cl. 3 B64C 29/00; B64C 39/06

[52] 美国 Cl 244/12.2; 244/23 摄氏度

[58]搜索范围 244/12.1-12.5,
244/23 R-23 D, 73 B, 73 C, 34a; 46/74 D,

75

[56]引用的参考文献

美国专利文件

2, 843, 339 7/1958 Streib 244/12.2
3, 054, 578 9/1962 布罗卡尔 244/23
3, 096, 044 7/1963 Gould 244/12.2
3, 456, 902 7/1969 维斯康帝 244/23
3, 525, 484 8/1970 Mueller 244/12.2

外国专利文件

1169121 12/1958 法国 244/2 3 C

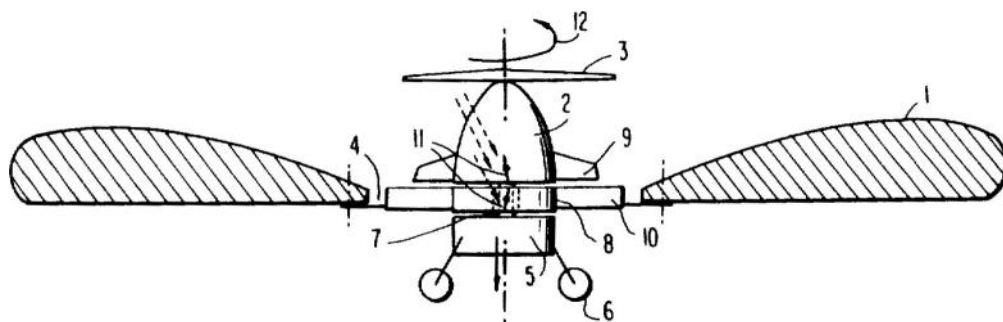
主考官——查尔斯·弗兰克福特

律师、代理人或公司——贝弗里奇、德格兰迪和克莱恩

[57]摘要

飞行器有一个带有开口的支撑元件。带有螺旋桨的驱动单元驱动空气向下通过开口。安装在驱动装置上的叶片分解了空气速度的圆形分量, 还抵消了驱动装置上的扭矩。向下运动的空气通过第二组叶片形成层流, 第二组叶片连接到支撑元件以随其旋转。叶片的间距可以调节。调整第二组叶片的间距可以使支撑元件旋转, 并给飞行器提供回转稳定性。该船可倾斜以用于机动目的。

5 项权利要求, 4 幅图纸



QQ475725346
禁止转载

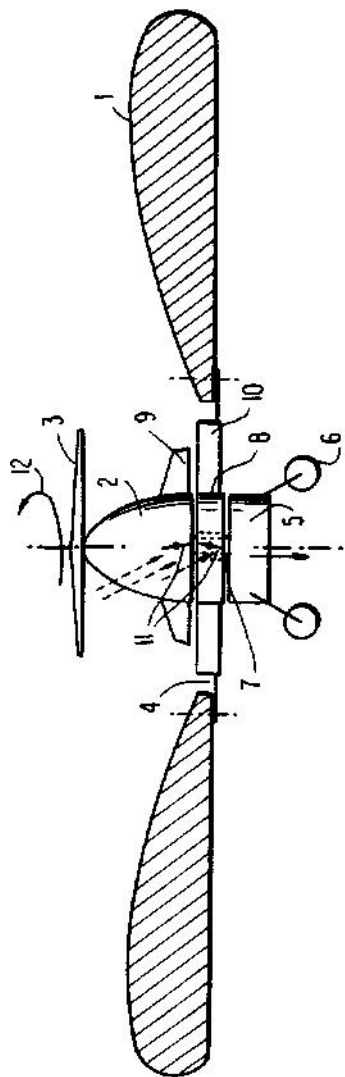


Fig. 1

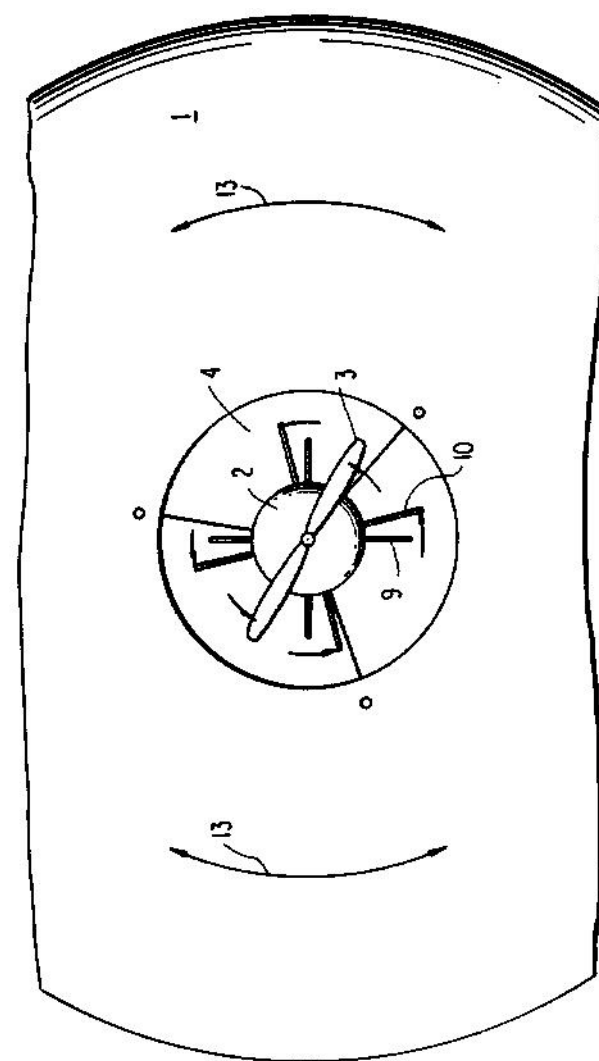
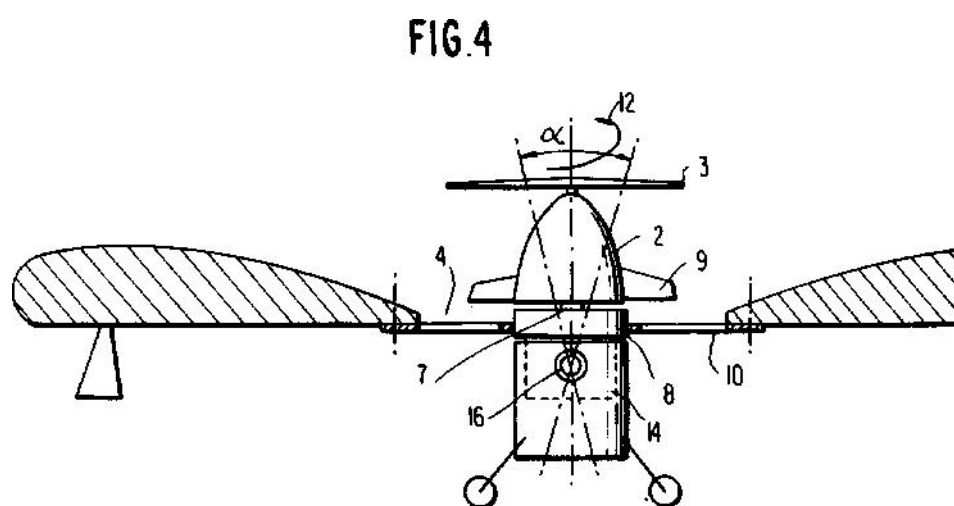
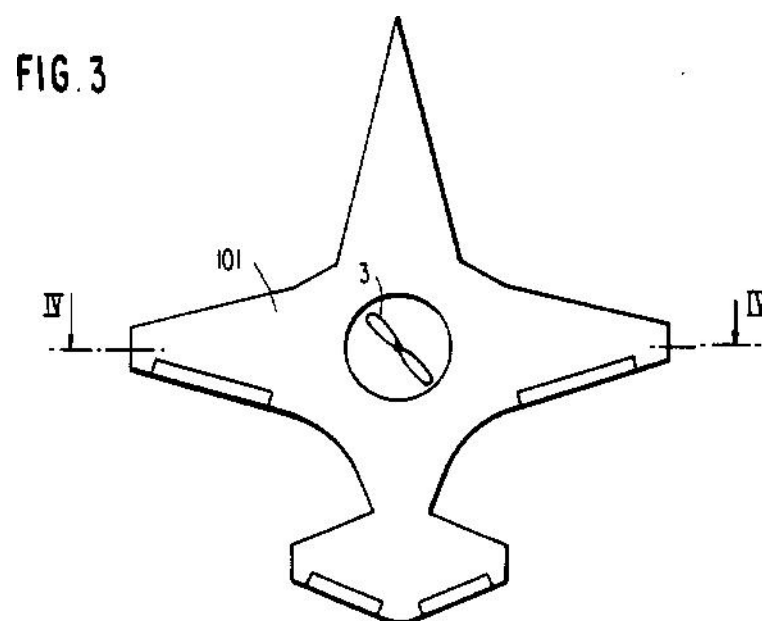


Fig. 2



美国专利 1983 年 6 月 14 日，第 1 页，共 2 页

禁止转载

相关申请的参考

这是美国专利申请序列号的部分延续。1978 年 10 月 30 日提交的第 956, 005 号现为美国专利。4, 273, 302 号。

发明背景

本发明涉及一种飞行器，其具有外部支撑装置、至少一个驱动装置(例如具有螺旋桨的驱动马达，优选相对于支撑装置同轴布置)、载体(可以是舱室或转向装置)、以及用于支撑装置和驱动装置之间的气流向下运动的环形间隙。

奥地利专利第 353, 105 号和美国专利申请系列号中公开了这种类型的飞行器。1978 年 10 月 30 日提交的第 956, 005 号，其通过引用结合于此。在这种船中，驱动单元安装在支撑装置上并随支撑装置一起旋转，转向装置或驾驶室相对于支撑装置和驱动单元可旋转地安装。支撑装置具有翼型 25 的形状，并且响应于驱动单元的反扭矩，其相对于螺旋桨旋转的方向进行反保护。

本发明的目的是提供一种改进的飞行器，其具有更强的空气动力学升力，需要减少的机械力，并且通过简单有效的一组叶片来防止载体旋转。

发明概述

本发明的目的是在最初提到的类型的飞行器中实现的，通过在环形间隙中或紧接其上方提供至少两组空气偏转叶片，每组包括两个或更多个优选角度可调的叶片并且叶片组间隔地一个在另一个上方 40° 布置。

根据本发明，支撑装置主要从驱动装置产生的气流中获得升力，而不是通过驱动单元的反扭矩。根据叶片的倾斜角，支撑装置可以在与驱动单元相同的旋转方向上被旋转驱动，或者在与驱动单元的旋转方向相反的方向上被旋转驱动。最重要的是，上组 5 个叶片通过使气流转向，使其部分对齐并向下引导，从而抵消气流的反扭矩。随后，空气流被下部叶片组形成为基本上层流的向下的空气流。载体，即飞行器的 55 个载荷接收或转向装置，在飞行期间不旋转。

根据本发明的一个实施例，两组中的叶片可绕其基本水平延伸的轴线枢转，优选一起枢转。这为它们提供了可调节的倾斜度，可以控制倾斜度来改变支撑装置的旋转速率，以增加或减少支撑装置的回转效应，从而影响飞行器的稳定性。

65

由于飞行器的机舱在飞行过程中不旋转，所以可以将驱动单元和机舱彼此刚性连接，特别是通过

通过轴。这导致特别简单和稳定的结构。

在飞行器的优选构造中，上组空气偏转叶片仅连接到驱动单元，下组空气偏转叶片连接到支撑装置和支撑板上，驱动单元可旋转地安装在支撑板上。

还可以为支撑装置提供单独的附加驱动装置，尽管这不是绝对必要的，但可以改善飞行器的转向。

在根据本发明的另一个实施例中，支撑装置在飞行期间不围绕其轴线进行旋转运动。在本发明的这个实施例中，飞行器和/或驱动单元设置有至少一个用于在飞行器上施加倾斜力的装置，例如通过移动飞行器的重心。支撑装置从驱动单元产生的气流而不是从驱动单元的反扭矩产生的旋转接收其空气动力升力。支撑装置可以通过轻快的方式操纵，在飞行过程中保持在空中静止，即不绕其轴线旋转。上组转向叶片抵消驱动单元接收到的反扭矩，并部分对准气流并将其向下引导，而下组转向叶片随后产生大部分层流的向下引导的气流。飞行器的载荷接收舱和/或转向装置在飞行期间不旋转。

在后一个实施例中，用于施加倾斜力的装置可以是相对于驱动单元可旋转地安装的回转装置，它可以包括布置在支撑装置上的两个或多个转向喷嘴，或者它可以是用于倾斜舱室以移动船只重心的装置。

附图简述

将参图示出本发明的两个实施例的附图详细解释本发明。

图 1 是根据本发明的飞行器的示意性剖视图；

图 2 是图 1 的飞行器的俯视图 1 部分脱落；

图 3 是根据本发明另一实施例的飞行器的俯视图；和

图 4 是沿着图 2 的线 2-2 的截面 3 放大比例，部分断开。

发明详述

图 1-3 所示的飞行器图 1 和 2 包括具有旋转对称性的环形支撑装置 1 和带有螺旋桨 3 的驱动单元 2。从图中可以看出，该环限定了通常水平的开口，该开口垂直延伸穿过支撑装置 1。螺旋桨 3 安装成其旋转轴与支撑装置 1 的旋转对称轴共线。驱动单元 2 同轴地布置在支撑装置 1 内。环形间隙 4 形成在支撑装置 1 和驱动单元 2 之间。从横截面看，支撑装置 1 优选地具有翼型的形式，但是它可以是任何其他给定的形状。驱动单元 2 可以具有反向旋转的形式

QQ475725346

禁止转载

双螺旋桨或径流式涡轮机，并且它可以布置在支撑装置的轴线之外

1. 连接到驱动单元 2 的载体，该载体可以是具有起落架 6 的载荷接收舱 5，或者是飞行器的转向装置。驱动单元 2 和舱室 5 之间的这种连接通过轴 7 实现，该轴 7 垂直于并延伸穿过安装装置，例如用于驱动单元 2 的支撑板 8。支撑板 8 布置在下方，并且可相对于驱动单元旋转，并且在环形间隙 4 的下部形成内圆周。螺旋桨 3 在支撑装置 1 的上侧上方隔开。

第一组空气偏转叶片 9 布置在环形间隙 4 的正上方，第二组空气偏转叶片 10 布置在环形间隙 4 中第一组叶片 9 的下方。上部叶片组 9 仅在其内圆周处连接到驱动单元 2，而下部叶片组 10 连接到驱动单元 2 的支撑装置 1 和支撑板 8 并由其支撑。从图中可以看出，每组叶片 9 和 10 包括多个转向叶片、襟翼、叶片或挡板 11，它们可绕基本水平的轴线枢转，并延伸到与环形间隙 4 同轴且径向同延的垂直圆柱形空间中。叶片 11 可通过调节装置(未详细示出)联合或单独调节，以控制它们的螺距。这可以是用于使叶片绕其轴线旋转的电动或液压操作装置。特别地，每组叶片可以共同枢转。上部叶片组 9 的外径小于下部叶片组 10，但这不是必需的。尺寸可以颠倒，也可以相等。也可以使用带有不可调节的刚性连接叶片的叶片组。

支撑板 8 可以由任何其他类型的支撑结构代替，例如框架、外壳等；并且，它可以通过轴承可旋转地支撑轴 7。

飞行器的功能如下：

空气由螺旋桨 3 从支撑装置 1 的上侧抽出，并被向下引向环形间隙 4。这在空气中产生高度湍流的向下圆周运动。循环运动的空气流遇到第一组上部叶片 9，叶片 9 抵消扭矩并部分向下引导空气。气流然后撞击第二组下部叶片 10。这些叶片将气流形成向下的大部分层流气流，气流的方向垂直于支撑装置。这导致非常强的空气动力升力，因为气流几乎垂直延伸。通过刚性轴 7 彼此固定的马达或驱动器 2 和舱室 5 不旋转。螺旋桨的旋转方向由箭头 12 表示。由箭头 13 表示的支撑装置 1 的旋转方向可以与螺旋桨的方向相同或相反，这取决于组 10 中叶片 11 的角度位置。

支撑板 8 和支撑装置 1 上的叶片组 10 允许支撑装置 1 的转数变化。陀螺效应的增加可以通过增加支撑装置 1 的转数来实现，从而提高飞行器的稳定性。

在飞行期间，包括转向装置的机舱 5 不旋转。如果该装置用于运送乘客，该特征尤其重要。

通过轴 7 将驱动单元和驾驶室刚性连接到转向装置，有利于转向功能的传递。

由于旋转对称的空气箔 1 可旋转地安装在该刚性轴上，所以机械力可以忽略不计。

图 1-3 所示的飞行器图 3 和 4 在俯视图中包括带有空气翼片的箭头形支撑装置 101 和带有螺旋桨 3 的驱动单元 2。

本质上，第一实施例的升力产生装置用在该实施例中，包括驱动单元 2、螺旋桨 3、偏转叶片 9、10 和轴 7。然而，由于该实施例中的支撑装置 101 不需要旋转对称，所以它可以通过板 8 和轴 7 不旋转地连接到驱动单元 2 和驾驶室 5。

陀螺装置 14 连接到驱动单元 2，用于在飞行器上施加倾斜力。此外，转向喷嘴 15 布置在翼型上。这些手段本质上是等同的，并且可以任选地联合或单独使用。倾斜也可以通过借助枢转装置 16 移动重心来产生，该枢转装置 16 产生舱室 5 相对于支撑装置 101 绕水平轴线的枢转运动，如图 2 中虚线所示 4. 枢转范围由角度 α 表示。

熟悉本发明领域的人员将认识到，除了这里公开的两个实施例之外，本发明可以用于各种飞行器。因此，要强调的是，本发明不仅仅局限于所公开的实施例，而是包括落入所附权利要求的精神内的对其的变化和修改。

我声称：

1. 一种飞行器，包括：外部支撑装置，该外部支撑装置具有垂直延伸穿过其中的环形气流开口；至少一个驱动装置，该驱动装置支撑在支撑装置上，用于通过开口向下推动空气流；由支撑装置支撑的载体；上组和下组空气偏转叶片，每组叶片具有至少两个可调螺距叶片，所述叶片组间隔开并位于由驱动装置产生的气流中；以及支撑构件，所述驱动装置安装在支撑构件上，所述上部叶片组仅固定在驱动装置上，所述下部叶片组各自具有连接到支撑构件的一端和连接到支撑构件的一端，所述支撑构件相对于驱动装置可旋转地安装。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中每组中的叶片可绕基本水平的轴线枢转。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的飞行器，具有将驱动装置和载体固定在一起的轴。

4. 根据权利要求 1 或权利要求 2 所述的飞行器，其中所述上部叶片组的直径小于所述下部叶片组的直径。

5. 根据权利要求 1 所述的飞行器，具有用于倾斜飞行器的装置，所述倾斜装置包括布置在支撑装置上的两个或更多个转向喷嘴。

禁止转载

美国专利[9]
威利斯

[11]专利号: 4 519 562
[45]专利日期: 1985 年 5 月 28 日

[54]飞机
[76]发明人: 威廉姆威利斯, 19440 香茅街, 北岭, 加利福尼亚州 91324
[21] 应用. 编号: 446, 279
[22] 归档: 1982 年 12 月 2 日

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续. 第 287, 229 号, 1981 年 7 月 27 日, 废弃。
[51] Int. Cl.3 B64C21/04-
[52] 美国 Cl 24412/7; 244/12.2;
244/23° C; 244/75 R
[58]搜索范围 244/73 B, 73 R, 73 C,
244/76 J, 200, 204, 207, 208, 209, 226,
12.1,
12.2, 12.5, 23 R, 23 A, 23 C, 23 D, 52, 78,
34 R,
12.3

[56]引用的参考文献

美国专利文件

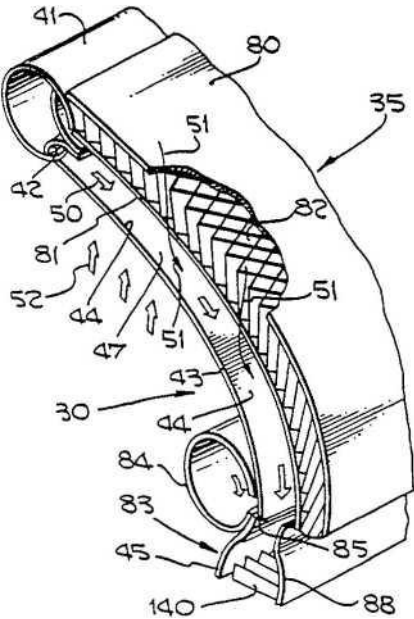
- 2, 949, 255 8/1960 Glasby, Jr 244/207
- 2, 967, 029 1/1961 希尔 244/23 摄氏度
- 2, 990, 137 6/1961 Wiills 244/12.2
- 3, 045, 948 7/1962 榴弹炮 244/73 R
- 3, 097, 817 7/1963 Towzey, Jr 244/209
- 3, 107, 071 10/1963 Wessels 244/73 R
- 3, 128, 973 4/1964 Dannenberg 244/209
- 3, 276, 723 10/1966 Miller ee al 244/12.2
- 3, 599, 901 8/1971 Relkin 244/12.3
- 4, 235, 303 11/1980 Dhoore et ul

181/214 主考官—特里格夫·m·布利克斯助理考官—罗德尼·科尔
律师、代理人或公司——彭斯、史密斯、兰德和罗斯

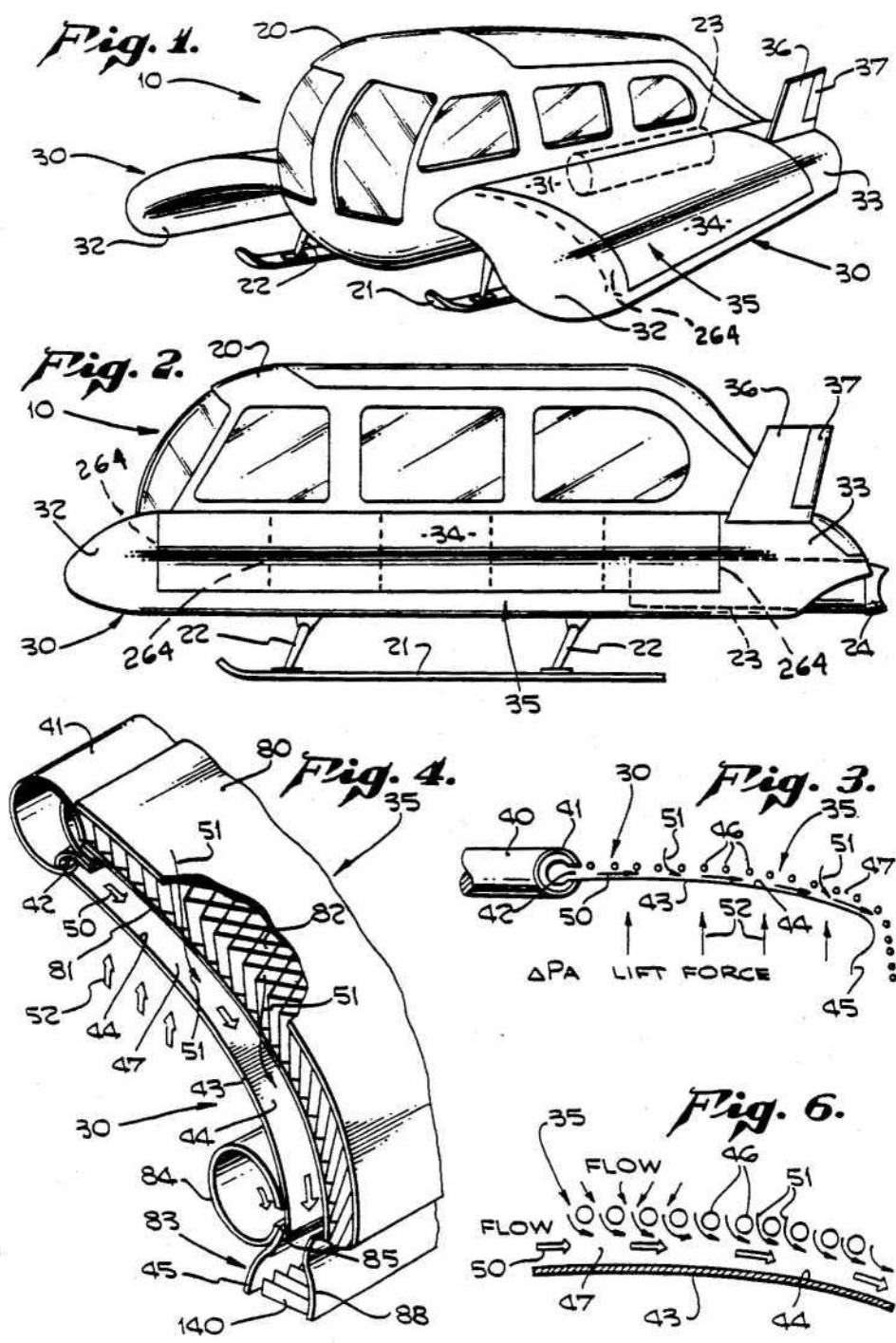
[57]摘要

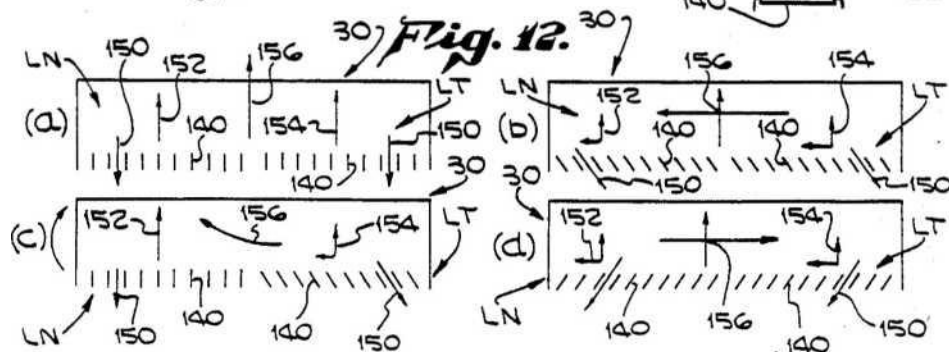
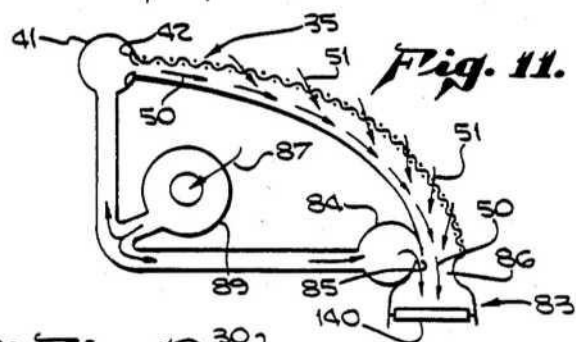
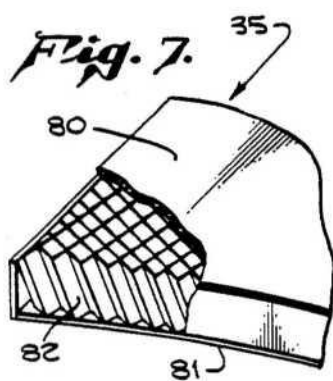
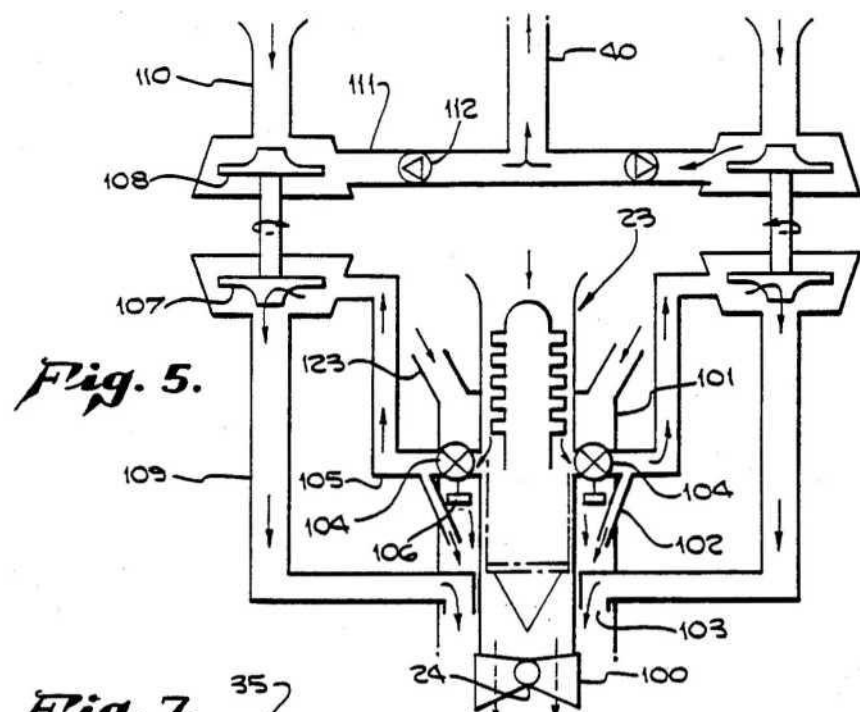
公开了一种垂直起降飞机。在一个设计用于载人飞行的实施例中，飞机采用一个带有一对提升元件的拱形机身，这对提升元件沿机身相对两侧纵向设置。提升元件向外延伸，并在外侧边缘从水平方向平滑地向下弯曲至垂直方向。升力空气横向于飞行方向流过它们。在为无人使用而设计的第二个实施例中，例如巡航、军事监视等，主体是抛物线截面的单个圆形提升元件。在两个实施例中，涡轮被承载在主体内，以提供向前的推力，并且主要是加压空气的供应，该加压空气流过在提升元件的顶部上方向外开口的喷嘴缝隙)在受限的区段中。多孔抽吸构件为邻近提升表面顶部的气流提供发散的外部边界，其方式是将足够量的增强空气引入主气流，以将合成的组合气流保持在层流中，从而最大化提升。

38 项索赔, 16 幅图纸



禁止转载

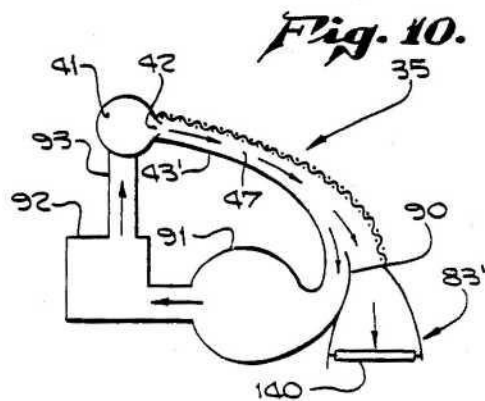
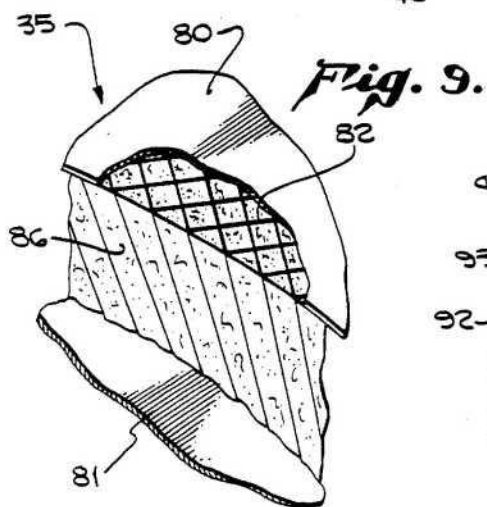
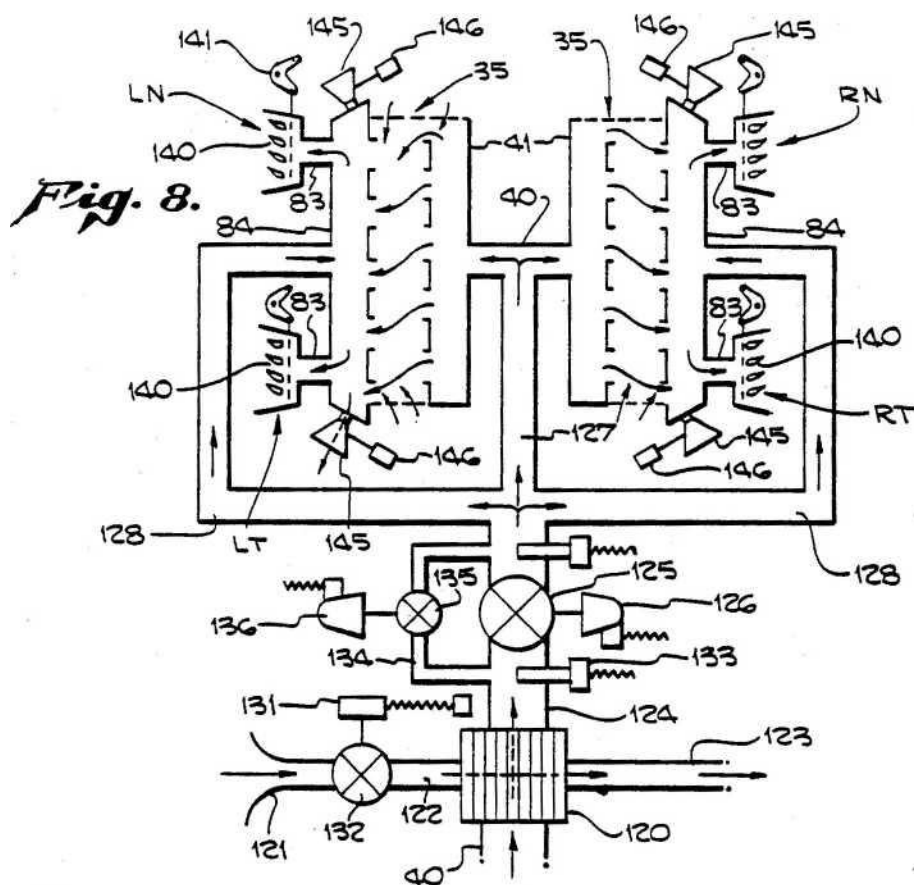




OQ475725346

美国专利1983年5月28日,第1页,共4页,4,^519,562

哦, 东或东



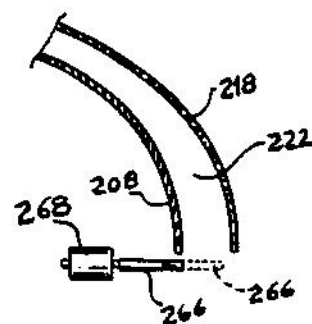
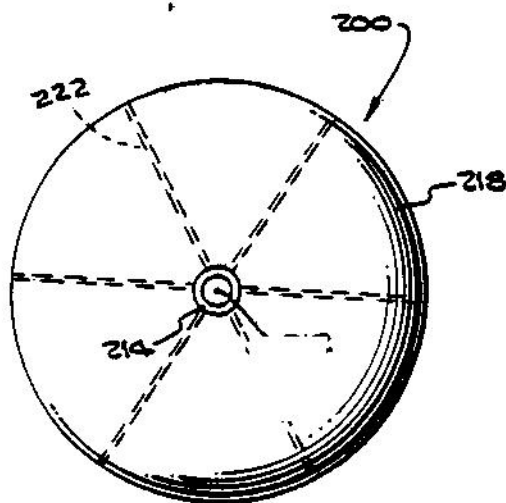
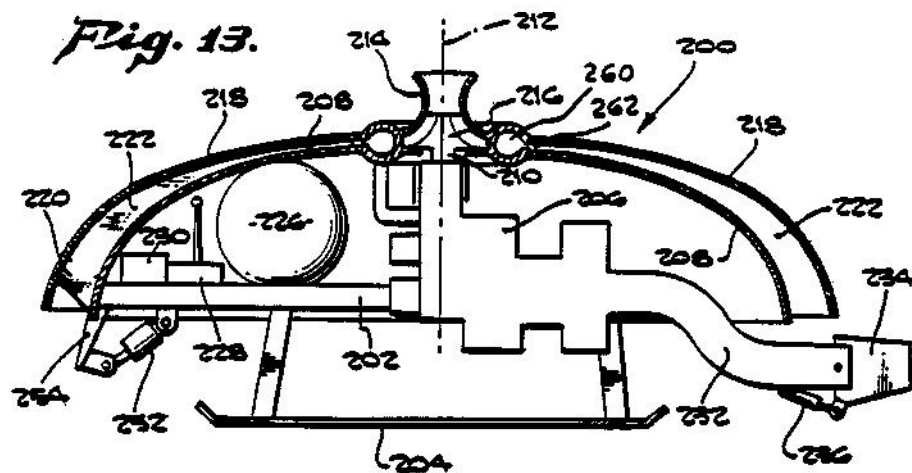


Fig. 16.

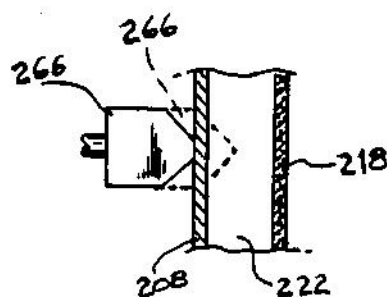


Fig. 15.

发明背景

本应用程序是应用程序服务的部分延续。第 287, 229 号, 1981 年 7 月 27 日提交, 现已放弃。

本发明涉及飞机, 更具体地说, 涉及能够垂直起飞和着陆、悬停以及在水平或侧向飞行模式下运动的类型的飞机。

采用类似于本发明飞机的升力原理的飞机的早期例子公开在我的早期美国专利中。第 2, 990, 137 号; 3, 237, 888; 和 3, 365, 149。上述每一种飞机都采用了一种升力, 这种升力来源于力放大的流体原理, 称为“柯恩达效应”。柯恩达效应是一种射流偏转和增强的现象, 一般来说, 当流体沿表面流动时, 流体(如空气)倾向于紧贴或保持与表面平行, 而不是遵循更正常的直线流动轨迹。这种效应已经为人所知多年, 各种实验人员也在一定程度上采用了这种效应。最近, 柯恩达效应已被一家主要飞机制造商应用于为武装部队研制的短距起落飞机原型的设计中。

利用柯恩达效应的问题一直是提供一些手段来限制空气动力学上表面附近的流体流动, 这种方式能够使空气层流, 而不会通过相反的限制手段抵消空气作用力。也就是说, 在空气动力学形状的升力元件如飞机机翼上产生的潜在升力效应仍然是伯努利原理。升力元件(即机翼)上方的气流比机翼下方的气流行进更长的距离。更长的距离伴随着机翼上的空气速度的增加, 根据伯努利原理, 这导致顶面上的压力随之减小。这个 AP 导致机翼上的合成“升力”。如果一个限制构件被放置在上表面附近, 那么 AP 可能被破坏并导致完全失去升力。

在前述专利中描述的我的早期飞机中, 我已经发现可以用多孔构件来保护翼型上表面, 由此在柯恩达效应下, 跟随升力元件上表面的气流被保护免受外部气流的破坏力, 同时允许维持升力所需的 AP。

虽然上述专利的飞机对于它们的预期目的是可行的, 但是就其中公开的原理的大规模商业适用性而言, 存在某些缺点。该设备不是为多人使用而设计的, 几乎没有隔音效果, 并且只公开了一个基本的控制系统。此外, 随后的研究表明, 在由前述专利的原理产生的这种受限通道中, 可以容易地产生湍流, 其中主要空气通过多孔表面向外排出, 伴随着所需层流的破坏, 这首先是受限

通道构造的主要推动力。

因此, 本发明的一个目的是提供一种商业上可适应的前掠式飞机, 该飞机具有在安静和舒适的环境中运载大量乘客的装置, 其中提供了改进的提升和控制操作模式, 以获得最大的有效性和易操作性。

此外, 迫切需要一种升降平台, 用于诸如航海、军事监视等用途。例如, 在传统的造船中, 升降平台基本上仍是一战设计的双翼飞机。直升机作为群集器的用途有限, 因为它们过多的下洗会吹走作物上的所有东西, 包括花朵、蜜蜂和喷洒的物质。因此, cropdusters 继续使用双飞机, 伴随着低效率, 低便利性, 并经常发生事故。

因此, 本发明的另一个目的是提供一种不同类型和操作原理的升降平台, 该升降平台特别适合于诸如航海和军事监视等应用的需要。

发明概述

通过在从水平到垂直向外弯曲的提升元件上产生垂直提升力的方法, 实现了在本发明的各种实施例中采用的改进的提升现象, 该方法包括以下步骤:使主流体从元件的一侧到相对侧穿过元件顶部的喷嘴狭缝开口流动; 用至少 40%孔隙率的表面在元件顶部的整个长度附近散发地界定流动的主流体; 并且, 通过多孔表面向流动的主流体连续添加足够的增强流体, 以保持组合的流动流体流在邻近元件顶部的层流中, 由此在元件上产生倾向于垂直提升它的压差。

所公开的用于载客飞机的优选实施例在飞机中采用了这种方法或“威利斯效应”, 该飞机包括用于容纳一名或多名乘客的空气动力学形状的机身; 由主体承载的一对提升元件, 该对提升元件沿主体的相对侧纵向设置, 并从主体向外延伸, 提升元件平滑地向下弯曲, 从主体附近的基本水平到其外侧边缘处的基本垂直; 用于在其输出端产生压缩空气供应的动力装置; 连接到动力装置输出端的装置, 用于引导空气流穿过狭缝开口向外穿过横跨飞行方向的一对提升元件的上表面; 以及由提升元件承载的用于发散地限制邻近提升元件上表面的气流的装置, 该限制装置相对于气流具有足够的孔隙率, 使得足够的增强空气将通过限制装置被吸入并被添加到气流中, 以保持邻近提升元件上表面的层流形式的合成气流。提升元件和多孔边界装置的优选横截面形状是半抛物线, 已经发现该半抛物线产生高达 6:1 的与主空气体积的比例, 伴随着高“提升”产量。

禁止转载

用于巡航等的优选实施例是无线电控制的无人驾驶飞机，其具有圆形形状和相同的优选抛物线横截面。优选的姿态控制系统包括多个锥形叶片，这些叶片杆 22 安装到机身 20 上。机身 20 的底部区域适于支撑合适围绕飞机的周边径向间隔开，并适于选择性地插入气的发动机结构，该发动机结构可以是具有排气口 24 的燃气流中作为“扰流器”，以改变气流，从而改变升力面轮机 23 的形式。发动机及其与本发明其余部分的关系将在下文中详细讨论。

附图说明

图 1 是根据本发明优选实施例的用于运载乘客的飞机的正交图。

图 2 是图 1 的飞机的侧视图 1。

图 3 是本发明中使用的提升元件的剖面端视图的简化图，示出了在其上产生提升力的方法。

图 4 是图 1 的飞行器的提升元件的一部分的局部剖视正交图 1 和图 2 图 2 示出了其优选结构。

图 5 是在本发明的实施例中采用的动力装置和压缩空气源的简图 1 和 2。

图 6 是图 1 的简化图的放大视图图 3 示出了本发明中采用的增加空气的抽吸，以保持提升元件附近的空气层流。

30

图 7 是在本发明的提升元件中使用的多孔构件的一个实施例的局部剖视图。

图 8 是一个实施例中本发明的提升和控制组件中采用的压缩空气控制和歧管系统的简图。

图 9 是根据本发明的另一个实施例的本发明中使用的多孔构件的局部剖视图。

40

图 10 是本发明另一实施例中气流的简图。

图 11 是本发明优选实施例中采用的气流的简图。

无花果。12(a)-12(d) 是本发明中采用的一种俯仰、滚转和高度姿态控制方式的简图。

图 13 是本发明的无人无线电控制的实施例的剖面侧视图，该实施例被用作用于导航、军事监视等的升降平台。

图 14 是图 1 实施例的平面图 13 示出了用于分割和限制气流的侧壁的位置。

55

图 15 是图 1 实施例的剖面正剖视图 13 靠近进气口，显示了优选的控制方法。

图 16 是用于图 1 的设备中的锥形叶片的平面图 15

60

两个优选实施例的描述

首先参考图 1 和 2 参考图 1 和图 2，根据优选实施例 65，用于运载乘客的飞行器，总体上用 10 表示，显示为包括机身 20，机身 20 具有一对总体上用 30 表示的纵向延伸的升力和控制组件，机身 20

从每一侧向外。为了实现静止地面位置以及着陆和起飞，提供了滑道 21 形式的合适的起落架，其通过合适的连接件连接到机身 20 的底部区域。升力和控制组件 30 是刚体，以空气动力学上向外和向下弯曲的构造(即，从水平到垂直向外弯曲)向外延伸。每一个都具有向前方向封闭部分 32 和类似的向后延伸部分 33。

在部分 32 和 33 中间的每个组件 30 的中心区域设置有根据本发明的提升区域，该提升区域通常由通常表示为 35 的非压力支撑边界构件的外表面 34 限定。由表面 34 限定的区域基本上包括组件 30 的整个上表面。当飞机 10 向前飞行时，为了有助于横向控制，组件 30 还可以各自设置有垂直稳定器 36，该稳定器 36 装配有适当的方向舵 37。然而，后面这些元件仅用于次要的控制目的，并不构成本发明的特定部分。

现在参考图 23，可以更充分地理解本发明的操作原理(即，“威利斯效应”)。在图参考图 3，示出了提升和控制组件 30 中的一个，并且示意性地包括导管 40，该导管 40 用于将加压空气从源(将在下文中详细描述)输送到歧管 41，歧管 41 具有纵向设置在其中的出口喷嘴 42。喷嘴 42 是最大高度为 0.050 英寸的细长狭缝开口。提供了空气动力学构造的提升元件 43，其具有与喷嘴 42 的下部邻接的上表面 44。提升元件 43 可以是片状金属板或构件的形式，从歧管 41 向外延伸，并向下弯曲，终止于喷嘴部分 45。优选的是，提升元件 43 的横截面是抛物线或椭圆的，这将在下文中更详细地讨论。要注意的是，喷嘴 42 可以采取多个尺寸相似的紧密相邻的喷嘴开口的形式。所希望的是从邻近机身 20 处向外流过提升元件 43 的上表面 44 的均匀加压空气薄片源。

非压力支撑边界构件 35 被示出为包括多个间隔开的杆、棒、腹板或筛网元件 46，从而在元件 46 的内表面和提升元件 43 的上表面 44 之间多孔地限定大致发散的通道 47 的外边界。优选表面 35 的孔隙率至少为 40%。还优选的是，边界构件 35 的横截面是抛物线或椭圆的。图 1 的一部分结构的放大视图图 3 示出了 6。如参考图 1 和 2 所示如图 3 和 6 所示，希望来自歧管 41 的压缩空气流

如通道 47 内的箭头 50 所示, 在每个提升元件 43 的上表面 44 上以均匀的层流流过其纵向延伸。为了防止上述通道 47 内的破坏性湍流, 通道 5 通道 47 应该稍微发散, 并且元件 46 之间的间距(即, 非压力支撑构件 35 的孔隙率)使得如箭头 51 所示的足够的增强空气在必要时沿着受限通道 10 通道 47 被吸入, 以保持由箭头 50 表示的层流。发散度和孔隙率当然是流体动力学和提升元件 43 的曲线的函数。使用空气动力学领域的技术人员公知的装置和技术可以容易地确定这些关系, 这些装置和技术本身不构成本发明的一部分。已经发现, 优选的抛物线形状导致吸气与一次空气的比率高达 6:1, 并伴随产生高升力。

已经发现, 如果侧壁 264 如图 2 和 3 中虚线所示, 可以获得更好的结果(因此这种结构是优选的)图 1 和图 2 中所示的通道位于上表面 25、44 和边界构件 35 的端部和中间, 以容纳和密封通道中的气流。

因此, 主要升力是通过使高速薄气流流过上表面 44 而获得的, 从而根据伯努利原理产生低于 30 个大气压的负压, 如图中箭头 52 所示 3.来自提升元件 43 的下部固体表面的合成向上力是车辆起飞、着陆和悬停模式的主要提升力。通过非压力支撑边界构件 35 的诱导抽吸所提供的流动状态用于确保保持箭头 50 所示的层流, 从而最大化最终提升力。通过多孔构件 35 所需的空气流可以通过其以图 1 的方式构造来诱导 9, 其中金属蜂窝 82 具有设置在其中的消音/透气材料, 例如玻璃纤维、钢丝绒或烧结材料, 以帮助消音。如迄今为止的实验室测试所表明的, 金属网材料 80、81 优选为不锈钢网或具有大约 50% 开口面积的网。该材料也可以是穿孔的金属材料板, 其中具有大约 50% 相同百分比的多个开口。如此构造, 其间具有蜂窝材料 82, 边界构件 35 具有结构刚性和高孔隙率的组合。为了确保通过蜂窝材料 82 的抽吸并有助于声音消除, 形成蜂窝材料 82 的 55 个侧壁应该与流体流动方向的法线成 15° 到 45° 之间的角度, 如图 1 和 2 所示 4 和 7。如果一个蜂窝侧壁的顶部与下一个相邻侧壁的底部重叠, 声音消除将最大化。

如图 2 所示如图 4 所示, 空气以上述方式通过歧管 41 和狭缝喷嘴 42 以箭头 50 的方向输送到通道 47。由于边界构件 35 的存在, 该空气被引导跟随表面 44。如箭头 51 所示, 空气通过设置在构件 35 的倾斜蜂窝 82 中的开口被吸入。发散通道 47 可以终止于向外扩展的纵向喷嘴 83, 该喷嘴 83 存在于提升元件 43 的喷嘴部分 45 和外部

喷嘴部分 88 之间, 外部喷嘴部分 88 纵向设置在通道 47 的与喷嘴部分 45 相对的一侧。

通过通道 47 的流量可以通过来自下歧管 84 的气流增加, 下歧管 84 具有切向出口 85, 切向出口 85 在板 43 的端部与喷嘴 83 的喉部 86(即文丘里管)连通。下部歧管 84 被提供有来自与歧管 41 相同的源的壓力下的空气, 并且用于帮助将空气吸入通道 47, 从而在提升元件 43 的表面 44 的所有区域上保持期望的层流。因此, 如箭头 52 所示, 在提升元件 43 上产生了期望的最大提升力。

这种操作模式在图 2 中以简化的形式示出 11.可以看出, 外部空气 87 被吸入加压空气供应装置 89, 在压力下从这里被压入歧管 41 和下部歧管 84。歧管 41 内的空气从那里穿过狭缝喷嘴 42, 通过添加由箭头 51 指示的引入的吸入空气, 形成由箭头 50 表示的层流。进入下歧管 84 的空气通过切向出口 85 被引导进入喷嘴 83 的喉部 86, 以增加通过由喷嘴 83 的喉部 86 产生的文丘里管的气流, 从而产生低压区域, 该低压区域倾向于将层流空气 50 吸入喷嘴 83 并从喷嘴 83 中抽出, 以在下文中更充分描述的方式被利用。

简要参考图 1 参考图 10, 示出了替代的喷嘴布置。在这种情况下, 歧管 41 通过喷嘴 42 将空气输送到通道 47, 其方式与前面参照图 1 的实施例描述的方式相同 11.喷嘴 83' 设置在通道 47 的端部, 用于提供反作用力和控制, 其方式将在下文中参照乘客运载的优选实施例进行描述。然而, 从通道 47 排出的一部分空气被重新引入系统, 并通过入口构件 90 再循环到返回歧管 91, 返回歧管 91 允许再循环到风扇或压缩机 92, 风扇或压缩机 92 通过导管 93 向歧管 41 提供空气。这种部分再循环布置向压缩机入口提供冲压压力, 以降低功率需求。

上述实施例的发动机或电源以及相关的空气压缩和输送系统显示在图 1 和 2 中 5 和 8。首先参考图 1 的电源和推力装置在图 5 中, 燃气涡轮发动机通常用 23 表示, 由压缩机、燃烧系统、涡轮和所需的附件组成。来自发动机的热气通过喷嘴 24 排出, 喷嘴 24 装有相对传统的推力偏转器和扰流器 100。发动机 23 的中心核心机械由外部冷气增压室 101 封闭, 该增压室 101 接收空气, 该空气可通过穿过下文将描述的合适的热交换器而被加热, 并且其中能量被添加到周围进入的空气中。进入增压室 101 的空气被主喷射泵 102 和副喷射泵 103 加速通过增压室。阀 104 设置在喷射泵 102 所依赖的导管 105 中, 阀具有合适的操作机构 106。阀门

禁止转载

4, 519, 7 允许来自发动机 23 的压缩机的引气通过导管 105 流到驱动压缩机元件 108 的空气涡轮马达 107。来自空气涡轮发动机 107 的废气通过导管 109 耦合到次级喷射泵 103。压缩机 108 的空气在入口 110 引入, 并通过导管 111 排出, 经过止回阀 112 到达供应导管 40。如先前在图 2 中所示如图 3 所示, 供应导管 40 连接到歧管 41。

应该注意的是, 来自增压室 101 的排出空气, 加上热能, 形成有效利用可用能量的外推力环, 并作为喷嘴 24 处热气剪切的有效消音机构。蛤壳式扰流器 100 可以适当地配置为反推装置, 如普通飞机上许多常规喷气反作用发动机所使用的那样。这些用于对发动机 23 的压缩机进行背压, 将热排放气体输送到空气涡轮发动机 107 和主喷射泵 102。扰流器或蛤壳 100、20 的这种作用也用于抽吸和保持外环气流, 以增加泵送推力损坏。阀 104 用于保存引气, 因此控制器 106 可以由位于主阀 104 上游的合适的压力传感器来调节。这种布置允许总能量回收和能量节约, 因为它是由压缩机 108 的要求调节的需求系统, 压缩机 108 的要求也与所有飞行模式兼容。压缩机 108 的进气口 110 接收环境空气, 以产生大约 2.2 : 1 的压缩比, 并且止回阀 112 防止在一个压缩机不工作的情况下压力损失。

现在主要参考图 18 结合图图 5 示出了输送、使用和控制流经系统的空气的一种方式。如前所述, 来自压缩机 108 的高压空气通过导管 111 输送, 并在出口导管 40 中汇合。如图 2 所示如图 8 所示, 通过使用热交换器 120, 导管 40 中的空气以 40° 热交换关系通向环境空气。环境空气通过勺子 121 输送到导管 122, 通过热交换器 120, 然后通过导管 123, 导管 123 可以连接到围绕管道 23 的环形空间 101。这种连接如图 2 所示 5。在位于导管 124 中的主阀 125 的控制下, 空气从热交换器 120 被引导通过导管 124。阀门 125 由合适的控制器 126 操作, 控制器 126 连接到飞行员控制系统 50, 用于预先设定, 以使飞行员能够通过机械地设定阀门 125 来预选他的高度飞行走廊, 以特定的终端压力将预定的空气流输送到歧管 41 和增压室 84。歧管 41 55 中的连接通过导管 127 实现, 并且通过导管 128 实现至增压室 84 的连接。热交换器 120 下游的导管 124 中的空气通过温度传感器 130 具有大约 300 的温度, 温度传感器 130 可操作地连接到位于导管 122 中的流量控制阀 132 的操作机构 131, 流量控制阀 132 引导环境空气通过热交换器 120。为了实现对来自发动机 23 的压缩机的引气的有效利用。压力传感器 133 位于阀 125 上游的导管 124 中。换能器 123 可操

作地连接到阀 104 的控制器 106, 从而以结合图 1 描述的方式调节来自发动机压缩机 8 的引气 5。旁路导管 134 也设置在主阀 125 周围。由控制器 136 操作的高度补偿微调阀 135 位于旁路导管 134 中。控制器 136 耦合到飞行员的控制器, 并且也可以是汞蒸气控制的, 从而保持飞机的期望高度。

如前所述, 输送到歧管 41 的空气流经提升和控制组件 30 的通道 47。空气也输送到下歧管 84, 并通过喷嘴 83 从下歧管 84 流出。如图 2 中图解所示和图 8 中的横截面如图 11 所示, 多个叶片 140 纵向横穿喷嘴 83 设置。叶片 140 通过以通常方式连接到飞行员控制器的适当连杆 141 来控制, 并且能够通过选择性地使从喷嘴 83 排出的空气偏离垂直方向来控制飞机的俯仰和横滚。同时参考图 1 和 2 可以最好地理解这个动作 8 和 12。图图 12 示意性地示出了可移动叶片 140 在不同姿态下的效果。图 12 象征性地示出了与图 1 的飞行器 10 处于相同位置的提升和控制组件 302。即在查看 FIG 时可以可视化 12 飞机 10 的前部或机头在观众的左侧, 而尾部或后端在观众的右侧。如将会注意到的, 可移动叶片 140 被分成左手(或鼻子)部分和右手(或尾巴)部分。这些分别对应于标记为 LN 和 LT(分别代表“左鼻子”和“左尾巴”)的组。飞机的右手边有一对相应的控制喷管开口, 分别对应右机头和右机尾, 分别标有 RN 和 RT。首先具体参考图 1 的(a)部分如图 12 所示, 左前和左后部分的叶片 140 都处于中性或非偏转位置, 允许箭头 150 所示的合并空气垂直向下通过, 使得箭头 150 所示的左鼻处的反应力矢量仅向上, 箭头 100 和 154 所示的左尾处的反应力矢量也完全向上, 使得左提升和控制组件 30 上的合力垂直, 如箭头 156 所示。

现在参考图 2 的(b)部分如图 12 所示, 水平叶片 140 和垂直叶片 140 都已经移动, 以使合并空气 150 稍微向后偏转。产生的力矢量 152 和 154 都是升力和前向力的组合。相应地, 左提升和控制组件 30 上的合成效果由交叉箭头 156 表示为水平设置的垂直和向前运动。从图 2 的(d)部分可以看出如图 12 所示, 相应的水平、垂直和向后运动可以通过移动左、右叶片 140 来实现, 以实现空气 150 在向前方向上的相等偏转。

现在参考图 1 的(c)部分如图 12 所示, 可以看出着陆和着陆叶片 140 向不同姿态的组合运动如何影响飞机的姿态变化。在这个例子中, 层板叶片 140 垂直设置, 以允许空气 150 仅在垂直方向上产生反应力 152。然而, 与此同时, 低速叶片 140 设置成使空气 150 向后偏转, 从而在垂直方向和向前方向上传递组合矢量 154

禁止转载

方向。由弯曲箭头 156 表示的合成效果是左提升和控制组件 30 上的向前和向上的组合反作用。

参照图 2 的视图中所示的各种偏转可能性 12 和那些在检查图 5 后可以预见的如图 12 所示，可以容易地想象到左和右升力控制组件 30 的叶片 140 如何以图 12 的(c)部分的方式定位 12，将使飞机 10 保持在稳定的水平滚转位置 10，同时垂直向上俯仰。

如果低速叶片 140 被移动以使空气 150 在一个方向上偏转，并且低速叶片 140 被移动以使空气 150 在相反方向上偏转，显然，反作用力的减小将在没有任何合成的向前或向后反作用力的情况下实现(即，它们是自抵消的)。因此，如果左升力和控制组件 30 上的叶片 140 被放置在这样的配置中，并且同时，包括右升力和控制组件 30 的 RN 和 RT 组的叶片 140 被放置在图 2 的(a)部分的配置中 12，飞机将处于左滚状态。

因此，可以看出，通过选择性地偏转从通道 47 流出的空气流过喷嘴 83，可以实现对飞机的控制。在这一点上，还应该理解，通过图 1 的实施例迫使额外的空气通过喷嘴 8311 提供了增加的反应气流，由此增强了通过前述方式对飞机的控制。还应该理解，飞机上的总升力可以通过同时以相同的量移动所有偏转叶片 140 来实现。因此，通过以这样的方式控制叶片的运动，同时作为先前讨论的高度感测装置的函数，可以使飞机保持给定的预选高度，该高度是通过通道 47 的受控气流和从 40 个喷嘴 83 出现的气流的偏转(以及合成反作用力)的函数。

现在再次主要参考图 1 如图 8 所示，将会看到，下部歧管 84 还设置有四个相对的矢量交叉喷嘴 145，其主要仅在飞机处于悬停、垂直起飞或着陆模式时用于转向和操纵控制；即旋转和偏航控制。喷嘴 145 各自设有致动器 146，该致动器 146 适当地连接到飞行员的控制站。这些控制器可以通过控制轮上的常规拇指 50 控制装置来操作，以通过在飞机上施加水平方向的旋转力来允许飞机的期望操纵。

现在转到图参考图 13 和 14，示出了第二实施例中的本发明，其被结合到无人驾驶、无线电控制的升降平台中，总体用 200 表示。升降平台 200 包括安装在着陆滑架 204 上的框架 202。动力装置 206 安装在框架 202 上。抛物线圆盘提升元件 208 安装在框架 60、202 和动力装置 206 上。动力装置 206 的输出轴 210 沿着提升元件 208 的中心线 212 设置。抛物线圆盘提升元件 208 的中心上方设置有入口喷嘴 214 和环形歧管 260，环形歧管 260 设置成与中心线 212 同心。离心压缩机叶轮 216 设置在输出轴 210 上的入口喷嘴 214 内。抛物线圆盘多孔边界元

件 218 在上端围绕入口喷嘴 214 和歧管 260 同心地连接，并通过径向间隔开的侧壁 220 连接到框架 202 和提升元件 208，从而在提升元件 208 和边界元件 218 之间形成多个发散的楔形通道 222。侧壁 220 的间距如图 2 所示 14.45 至 60 的等间距是优选的。

空气被离心式压缩机叶轮 216 吸入入口喷嘴 214，并通过歧管 260 和同样为 0.050 英寸或更小高度的狭缝喷嘴开口 262 绕提升元件 208 的圆周均匀地径向向外排出。此后，提升元件 208 与边界元件 218 相结合的操作，引导增加的空气通过元件 218 的多孔边界吸入到发散通道 222 中，基本上与上面详细描述的实施用于乘客运载的实施例相同。

升降平台 200 和前述实施例的飞行员驾驶飞机之间的主要区别在于更简化的控制及其无线电控制操作。提升元件 208 的内部和框架 202 之间的空间 224 可以用于由平台 200 提升的有效载荷。例如，罐 226 可以放置在其中，用于容纳用于调色的化学喷雾。尽管目前用于微尘的传统双平面可以具有 100 磅或更小的有效载荷，但是据计算，本发明的平台 200 可以制成具有 10 英尺的直径，以便能够被移动到要被微尘的场地或传统平板卡车，并且仍然具有 500 磅或更大的有效载荷。

从图中可以看出如图 13 所示，空间 224 还提供了隐藏无线电接收器 228 的便利位置，用于控制表面的致动控制器 230 可操作地连接到无线电接收器 228。

实现升降平台 200 控制的几种可能方法是可能的。向前推进可以通过将来自动力装置 206 的发动机排气管 232 定位成水平且径向向外来实现。因此，来自排气管 232 的排气将在一个方向上提供反作用力，该反作用力可由置于排气管 232 出口上方的万向喷嘴 234 控制，并由禁止转载致动器 236 控制。当然，这将使得盘形升降平台 200 上的一个点为“前”，万向喷嘴 234 的点为“后”。

在升降平台 200 特别适合的特定制应用中(即，旋转)，高速向前移动不是特别必要的，甚至不是特别期望的。相反，更理想的是能够垂直起飞和降落，并以低速向前、向后和侧向移动，而很少或没有下洗。例如，在喷洒作业中，理想的情况是运行一种“模式”，其中升降平台 200 从场地的一个角落开始，沿着一个边缘移动，在远端停止，向侧面移动一个喷洒宽度，并沿着与远端相反的方向回到场地，再次向侧面移动一个喷洒宽度，并一遍又一遍地重复相同的过程，直到场地被完全喷洒。可以看出，这种类型的手不需要“前”或“后”。因此，一种易于通过无线电控制操作的控制系统的

禁止转载

其构造和维护简单，是最理想的。

简要参考图 1 如图 14 所示，假设举升平台 200 的俯视图在四个点被指定为北(“北”)、东(“东”)、南(“南”)和西 5(“西”)，这四个点分别是如图所示的顶部、右侧、底部和左侧。对于特别适用于无线电控制操作的简化控制，升降平台 200 可以通过位于四个 90° 分离位置(即，北、东、南和西)的一些姿态控制装置 10 来简单地控制。如果垂直升降机可以从垂直方向倾斜 6 度，将产生一个垂直分量和一个水平分量。因此，如果可以在“南”点产生额外的升力和/或在“北”点产生 15 倍的减小的升力，水平力矢量将在北向产生，升降平台 200 将在北向移动。同样，如果升降平台 200 的“西”边缘升高和/或“东”边缘降低，升降平台将向东方移动。

在提升元件 208 的径向部分上增加提升是困难的。相比之下，减小提升元件 208 的径向部分上的提升是容易实现的，因此，为提升平台 200 提供了独特且简单的姿态控制形式。

现在转到图参考图 15 和 16，示出了升降平台 200 的优选控制方法。锥形叶片 266 放置在周边的每个期望的控制点 30。叶片 266 适于通过螺线管 268 作为“扰流器”移动到空气流中，从而根据设置在空气流中的量来减小该点处的升力。

虽然不是优选的，但是在图 2 的左侧示出了一种相当简化形式的替代控制方法 13 如图所示。其中，多个控制翼片 254 围绕提升元件 208 的底部周边定位，并向其升高。每个控制活门 254 通过致动器 252 可操作地连接到框架 202。随着控制襟翼 254 全部脱离与升降台 200 周边周围出现的气流的接触，仅产生均衡的升力，并且不存在水平力矢量。通过使致动器 252 将 45° 控制襟翼 254 推入排出气流，排出气流将撞击控制襟翼，产生水平力矢量分量。

还应当注意，关于第一实施例详细描述用于气流增强和控制的任何技术 50 可以用于后一实施例，但是不再重复。它们被认为在任一实施例的范围内。当认识到虽然第一实施例 55 描述了两个相对的提升元件，但是后一个圆形实施例可以被认为具有两个相对的半圆形提升元件时，这将特别实现。

虽然上面所示和所述的例子在升降平台周边 60° 的四个 90° 间隔点处采用了控制元件，但是应该理解，这种布置提供了最简单的控制方法之一，但是前面所述的任一种类型的控制元件都可以成功地布置在升降平台 200 周边 65° 的三个 120° 间隔位置或六个 60° 间隔点处。

因此，可以看出，上文所述的飞机通过利用“威利斯效应”和其中采用的新控制方法来增加升力，从而达到

了其既定目标。

这样描述了我的发明，我声称：

1. 在从水平到垂直平滑向外弯曲的提升元件上产生垂直提升力的方法包括以下步骤：

(a) 使来自气动增压室的薄片中的初级流体经由基本上延伸提升元件的整个长度的矩形喷嘴流动，以使所述薄片从提升元件的水平侧到与其相对的垂直侧流过提升元件的上表面；

(b) 通过多孔表面在元件上表面从水平到垂直的整个长度附近发散地界定所述流动的主流体，所述多孔表面以大致相似的方式平滑地弯曲，但是略微发散；和

(c) 通过多孔表面向所述流动的主流体连续添加足够的增强流体，以保持组合的流动流体流在邻近元件上表面的层流中，由此在元件上产生倾向于垂直提升它的压差。

2. 根据权利要求 1 所述的方法，还包括以下步骤：

在元件的所述垂直相对侧附近产生低压区域，以增加流动流体的速度。

3. 根据权利要求 1 所述的方法，其中所述发散地限制所述流动的主流体的步骤还包括以下步骤：

分割和限制所述流动的主流体在通道中。

4. 在一种飞机中，该飞机具有用于容纳一名或多名乘客的空气动力学形状的机身、一对从机身向外从水平到垂直平滑弯曲并沿机身相对侧纵向设置的提升元件、以及用于在压力下供应空气源的动力装置，为飞机提供提升和控制的方法包括以下步骤：

(a) 同时将来自动力装置的一次空气从气动增压室经由基本上延伸提升元件全长的矩形喷嘴水平向外引导穿过薄板中的一对提升元件的上表面；

(b) 通过多孔表面将邻近提升元件上表面的整个长度的气流从水平发散地限制到垂直，所述多孔表面以大致相似的方式平滑弯曲，但是相对于提升元件的所述上表面稍微发散；

(c) 连续地包括通过所述多孔表面将足够的增强空气吸入到所述发散限制的气流中，以将组合气流保持在邻近提升元件上表面的层流中；还有，

(d) 在整个电梯中造成不平衡

在飞机上产生合力矢量的飞机，该合力矢量在期望的水平行进方向上既有升力分量又有水平力分量。

"

5. 根据权利要求 4 所述的方法，其中所述产生不平衡的步骤包括：

减少来自邻近提升元件外围部分的动力装置的一次空气在所需行进方向上的流动

禁止转载

13

扰流器，升力减小，飞机朝那个方向向下倾斜。

6. 根据权利要求 4 所述的方法，其中所述产生不平衡的步骤包括：

选择性地偏转垂直 com-5 的部分。远离垂直方向的组合气流在飞机上产生的垂直升力中产生不平衡，由此通过在一个升力面上比另一个升力面偏转更多来实现控制，以在飞机上产生滚转力，同时在邻近飞机一端的两个升力面上比在相对端偏转更多来在飞机上产生俯仰力。

7. 一种飞机，包括：

- (a) 用于容纳一名或多名乘客的空气动力学形状的主体；
- (b) 由所述主体承载的一对提升元件，所述提升元件沿所述主体的相对侧纵向设置，并从所述主体向外延伸，所述提升元件从邻近所述主体的基本水平向下平滑弯曲 20° 至在其外侧边缘基本垂直；
- (c) 由所述主体承载的动力装置在其输出端的加压空气源；25
- (d) 连接到所述动力装置的所述输出端的装置，用于引导来自气动增压室的薄板中的空气流通过基本上延伸提升元件全长的矩形喷嘴，以使所述薄板流过所述一对提升元件的上表面；还有，
- (e) 由所述提升元件承载的装置，用于通过多孔表面发散地限制所述气流，所述多孔表面以大致相似的方式平滑地弯曲，但是在所述提升元件的所述上表面的整个长度 35 附近略微发散，所述限制装置相对于所述气流具有足够的孔隙率，使得足够的增加的空气被引入通过所述多孔限制装置吸入，并被添加到所述气流中，以在邻近所述提升元件的所述上表面的层流中获得最终的组合气流。

8. 根据权利要求 7 所述的飞机，另外：

用于分割和限制空气在 45 个通道中流动的装置。

9. 根据权利要求 7 所述的飞行器，还包括：设置在所述上表面之间的装置

提升元件和邻近其外侧端的所述多孔边界装置，用于选择性地使其出现的垂直组合气流的部分偏离垂直方向，以在飞行器上产生的垂直升力中产生不平衡，由此通过使所述提升元件之一比另一个偏转更多 55° 来实现控制，以在飞行器上产生滚转力，并且通过同时使邻近飞行器一端的一个所述提升元件比其相对端偏转更多来实现控制，以在飞行器上产生俯仰力。

60

10. 根据权利要求 9 所述的飞机，其中：

所述偏转装置包括多个受控的可移动扰流器，该扰流器适于可调节地横向设置在所述提升元件的所述上表面和所述边界装置之间的空间内。

14

11. 根据权利要求 9 所述的飞机，其中所述偏转装置包括：

- (a) 一对纵向喷嘴组件，连接成当所述气流从相应的所述提升元件和所述限制装置之间出现时接收所述气流，每个所述组件具有面向基本垂直向下方向的纵向喷嘴开口；还有，

- (b) 横向于每个所述喷嘴开口设置的多个受控活动叶片。

12. 根据权利要求 11 所述的飞机，其中：

- (a) 每个所述喷嘴组件包括在接收所述排出气流的点和所述活动叶片之间纵向设置的文丘里收缩部；并且另外包括，

- (b) 连接到所述动力装置的所述输出端的装置，用于引导额外的空气流通过所述文氏管收缩部并与所述排出的空气流相结合，从而增加通过所述叶片的空气量，以实现对该飞机的控制，并且在所述提升元件的外侧产生低压区域，以在所述提升元件上引起增加的空气流，从而增加所述提升元件上的提升力。

13. 根据权利要求 9 所述的飞机，其中：

所述边界装置包括多孔材料，该多孔材料具有设置在其孔内的消音材料。

14. 根据权利要求 13 所述的飞机，其中：

包括所述消音材料的所述材料的有效孔隙率约为 50%。

15. 根据权利要求 9 所述的飞机，其中：

所述边界装置包括一对由置于其间的蜂窝材料承载的多孔外部片状构件。

16. 根据权利要求 15 所述的飞机，其中：

所述蜂窝材料具有设置在其空隙中的气流通过消音材料。

17. 根据权利要求 15 所述的飞机，其中：

所述蜂窝芯结构在流体流动方向上偏离法线的角度为 15° 至 45°。

18. 根据权利要求 17 所述的飞机，其中：

所述蜂窝体的芯部结构是成角度的，其尺寸使得一个蜂窝体芯部侧壁的顶部与下一个相邻芯部侧壁的底部重叠，从而最大限度地减少噪音。

19. 一种飞机，包括：

- (a) 框架，其具有用于支撑从其向下延伸的所述框架的装置；

- (b) 由所述框架承载并设置在所述框架上方的圆形提升元件，以在所述提升元件和所述框架之间形成空间，所述提升元件平滑地向下弯曲，从靠近其中心的基本水平弯曲到在其外侧边缘基本垂直；

- (c) 由所述框架承载在所述空间内的动力装置，用于在其输出端产生加压空气供应；

- (d) 连接到所述动力装置的所述输出端的装置，用于引导来自气动增压室的薄板中的空气流通过基本上延伸提升元件全长的矩形喷嘴，以使所述薄板向外流过所述提升元件的上表面；还有，

禁止转载

(e) 由所述提升元件承载的装置,用于通过多孔表面发散地限制所述气流,所述多孔表面以大致相似的方式平滑地弯曲,但是在所述提升元件的所述上表面的整个长度附近略微发散,所述限制装置相对于所述气流具有足够的孔隙率,使得足够的增加的空气被引导通过所述多孔限制装置吸入,并被添加到所述气流中,以保持所述提升元件的所述上表面附近的层流 10 中的合成气流。

20. 根据权利要求 19 所述的飞行器,还包括:用于分割和限制空气流的装置
成 45° 到 60° 之间的楔形通道。

15

21. 根据权利要求 19 所述的飞机,还包括:
多个扰流器装置,其适于可调节地设置在所述提升元件的所述上表面和所述多孔边界装置 20 之间,邻近外围的外侧端,在其间隔点处,用于选择性地使从那里出现的垂直组合气流的部分偏离垂直方向,以在飞机 25 上产生的垂直升力中产生不平衡,从而实现控制。

22. 根据权利要求 19 所述的飞机,其中:
所述边界装置包括多孔材料,该多孔材料具有设置在其孔内的消音材料。

30

23. 根据权利要求 22 所述的飞机,其中:所述材料的有效孔隙率包括
消音材料约为 50%。

24. 根据权利要求 19 所述的飞机,其中:
所述边界装置包括一对多孔外部片状构件,由置于其间的蜂窝材料承载。

25. 根据权利要求 24 所述的飞机,其中:
所述蜂窝材料具有设置在其空隙 40 中的气流通过消音材料。

26. 根据权利要求 24 所述的飞机,其中:
所述蜂窝芯结构在流体流动方向上偏离法线的角度为 15° 至 45°。

45

27. 根据权利要求 26 所述的飞机,其特征在于:所述蜂窝结构是倾斜的,其尺寸使得顶部
一个蜂窝芯侧壁的底部与相邻侧壁的下一个蜂窝芯的底部重叠,从而最大程度地减少噪音。

50

28. 在盘形提升元件上产生垂直提升力的方法包括以下步骤:

- (a) 使来自气动增压室的薄片中的初级流体经由基本上延伸提升元件全长的矩形喷嘴流动,以使所述薄片从提升元件的中心向外周流过提升元件的上表面;
- (b) 由多孔表面发散地限制所述流动的主流体,该多孔表面以大致类似的方式平滑地弯曲 60°,但是在从元件上表面的中心到外围的整个长度附近略微发散,多孔表面具有至少 40% 的孔隙率;还有,
- (c) 连续添加足够的补充流体到 65 所述流经多孔表面的主流体中,以保持组合的流动流体流在邻近多孔表面的上表面处为层流

元件,由此在元件上产生压差,倾向于垂直提升它。

29. 根据权利要求 28 所述的方法,还包括以下步骤:
在元件的外周附近产生低压区域,以增加流动流体的速度。

30. 根据权利要求 28 所述的方法,其中所述发散地限制所述流动的主流体的步骤还包括以下步骤:

将所述流动的主流体分割并限制在楔形通道中。

31. 根据权利要求 30 所述的方法,其中:

所述通道各在 45° 和 60° 之间。

32. 在具有空气动力学形状的圆形提升元件和用于在压力下供应空气源的动力装置的飞行器中,为飞行器提供提升和控制的方法包括以下步骤:

(a) 将来自动力装置的一次空气从中心水平向外引导穿过提升元件的上表面,该空气从气动装置经由基本上延伸提升元件全长的矩形喷嘴形成薄片,以使所述薄片流过所述提升元件的上表面;

(b) 通过多孔表面发散地限制气流,该多孔表面以大致相似的方式平滑弯曲,但是在从提升元件的上表面的中心到外围的整个长度附近略微发散;

(c) 通过所述多孔表面将足够的增强空气连续地吸入到所述发散限制的气流中,以将组合气流保持在邻近提升元件上表面的层流中;还有,

(d) 在飞机上的总升力中产生不平衡,这在飞机上产生合力矢量,该合力矢量在期望的水平行进方向上具有升力分量和水平力分量。

33. 根据权利要求 32 所述的方法,其中所述产生不平衡的步骤包括:

在空气流中与所需行进方向相反的圆周上的一点处引入扰流器,由此升力减小并且飞机在所述方向上向下倾斜。

34. 在一种飞机中,该飞机具有用于容纳一名或多名乘客的空气动力学形状的机身、一对从机身向外从水平到垂直平滑弯曲并沿机身相对侧纵向设置的提升元件、以及用于在压力下供应空气源的动力装置,为飞机提供提升和控制的方法包括以下步骤:

(a) 同时从 0.050 英寸或更小的厚度开始,将来自动力装置的一次空气水平向外引导穿过薄板中的一对提升元件的上表面;

(b) 用至少 40% 孔隙率的多孔表面从水平到垂直发散地限制邻近提升元件上表面的整个长度的气流;

(c) 通过所述多孔表面将足够的增强空气连续引入到所述发散限制的气流中,以将组合气流保持在邻近提升元件上表面的层流中;还有,

17

(d) 在飞机上的总升力中产生不平衡，这在飞机上产生合力矢量，该合力矢量在水平行进的期望方向上具有升力分量和水平力分量，这是通过选择性地使垂直组合气流的5个部分偏离垂直方向来产生在飞机上产生的垂直升力中的不平衡，从而通过在一个升力面上比在另一个升力面上偏转更多来影响控制，以产生滚转力在飞机上，通过同时在邻近飞机一端的一个提升表面上比在相对端上偏转更多以在飞机上产生俯仰力，所述选择性偏转包括以下步骤：

15

(D1)使从提升元件的上表面流出的气流通过一对设置在相应提升元件外侧的纵向文丘里管进入相应的纵向垂直向下的喷嘴，该喷嘴具有横向的20个受控活动叶片，至少邻近每个所述喷嘴的前部和后部的一部分；

(d2)将来自动力装置的额外量的加压空气通过文丘里管注入相应的喷嘴，以产生从所述喷嘴排出的额外量的

18

加压空气，并在受限气流路径的外侧端附近产生低压区域，以刺激通过其中的增加的气流，从而伴随提升表面上的升力的增加；以及(d3)在平行于来自所述喷嘴的排出空气流的位置和至少部分横穿所述排出空气的位置之间成组地选择性地移动所述横向叶片，由此所述空气被选择性地偏转。

35. 根据权利要求1、4、28或32所述的方法，其中所述使初级流体在薄片流动的的步骤包括以0.050英寸或更小的厚度开始所述薄片的子步骤。

36. 根据权利要求1、4、28或32所述的方法，其中所述发散结合的步骤包括用至少40%孔隙率的多孔表面结合所述主流体的子步骤。

37. 根据权利要求7或19所述的飞机，其中所述薄板的起始厚度为0.050英寸或更小。

38. 根据权利要求7或19所述的飞机，其中所述边界装置的孔隙率至少为40%。

金

[45]专利日期:9987 年 3 月 24 日

[54] 感应升降机

[76] 发明人:九州金, 加州圣巴巴拉罗德大街 5026 号, 邮编 93111

[21] 应用. 编号:849, 116

[22] 归档:1986 年 4 月 7 日

相关美国应用数据

[63]Ser 的延续. 第 701, 856 号, 1985 年 2 月 14 日, 是 Ser. 第 240, 619 号, 1981 年 3 月 5 日, 美国专利. 4, 500, 052 号。

[51] Int. Cl.4 B64C 21/00

[52] 美国 Cl 244/12.1; 244/15;

244/36

[58]搜索字段 244/12.1, 15, 12.5, 244/12.6, 36, 207, 62, 53 R, 73 R, 74

[56]引用的参考文献

美国专利文件		
2465457	3/1949	约翰逊。
2, 670.597	3/1954	Billenejane。
2 751 168	6/1956	跟踪狂。
3, 126, 171	3/1964	Sepniewski 等人
3, 139, 247	1/1964	施耐德。
3 829 043	8/1974	本森。
3 931 942	1/1976	阿尔珀茨。

主考官——盖伦·赤脚

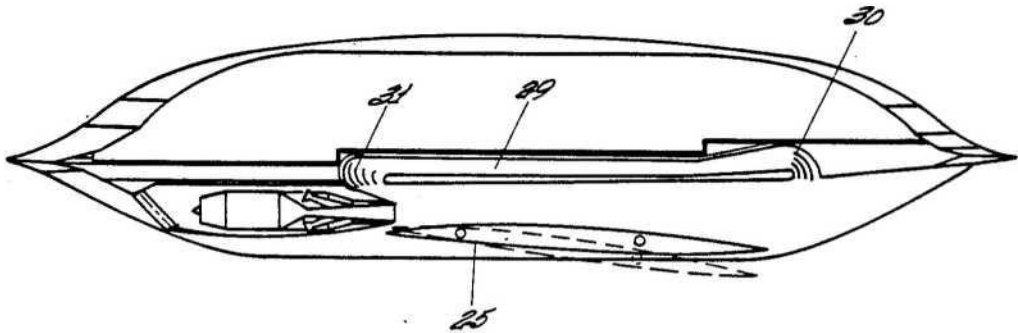
律师。代理人或公司——小丹尼尔·米尼

[57]摘要

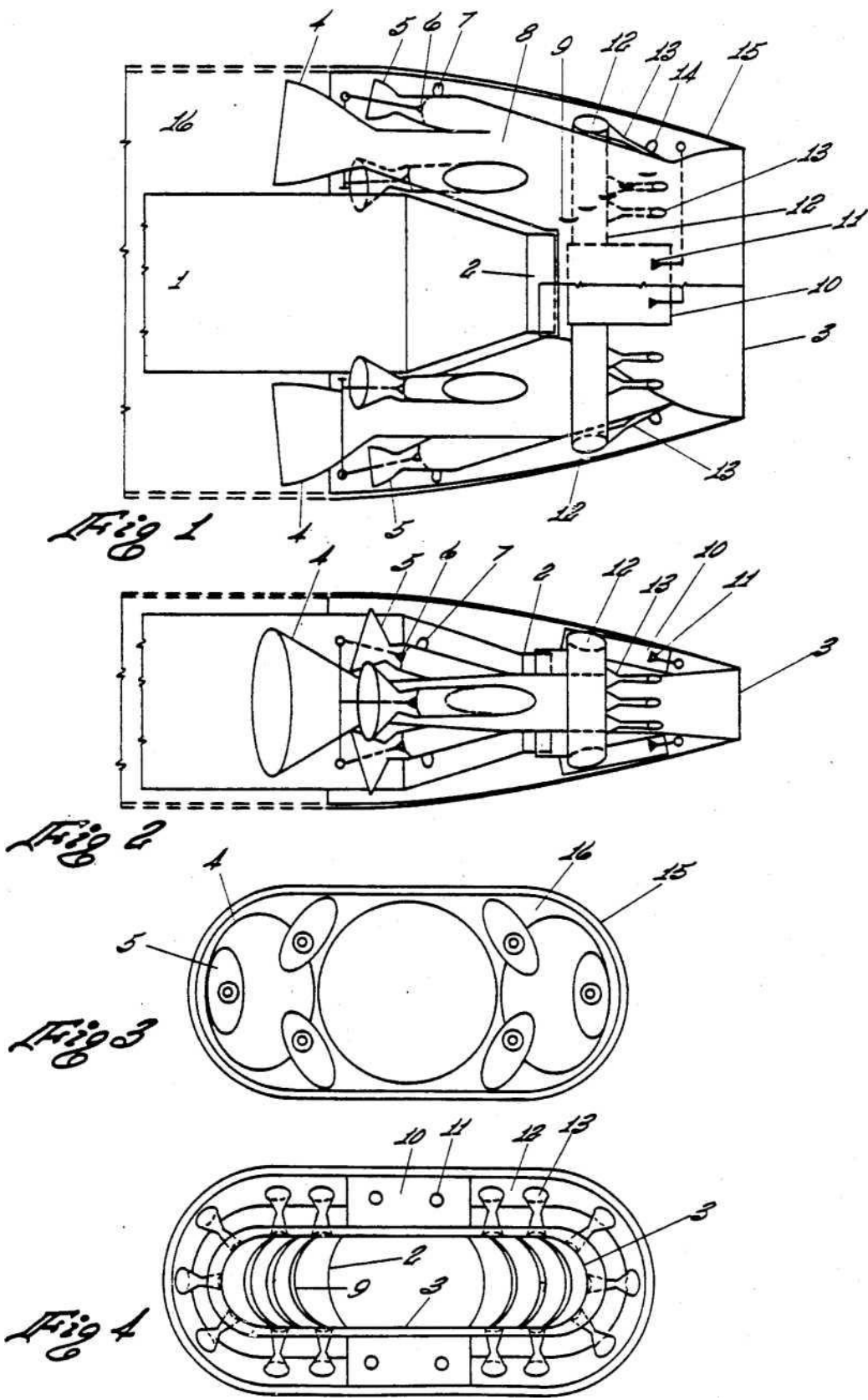
一种适于用在空气动力产生通道中的真空单元感应升力机翼, 其中升力机翼包括具有前缘和后缘以及顶板和声学处理的中空内部的机翼, 并且其中翼型包括在中空内部形成单个单元的气密隔板, 并且翼型具有从顶板延伸到每个单个单元中的倾斜槽, 其中倾斜槽以一定角度从每个单个单元向翼型的后缘延伸, 并且其中翼型适于定位在空气动力发生器内, 翼型的顶板适于形成翼型的下边界 空气动力产生通道, 并限定从气流支撑件穿过该通道的滑动, 该气流支撑件可操作地连接到后缘附近的翼型上, 以使翼型能够绕其旋转, 从而改变顶板对穿过该通道的气流的入射角; 以及枢转支撑件, 该枢转支撑件可操作地连接到前缘附近的翼型上, 用于通过围绕支撑构件旋转翼型来相对于气流移动翼型前缘, 以改变角度 示出了顶板相对于气流的入射角, 使得气流能够在单个电池内产生真空。

还显示了一个喷气推力周向流再循环系统和使用真空单元诱导升力机翼的诱导升力气动产生通道。

3 项权利要求, 22 幅图纸

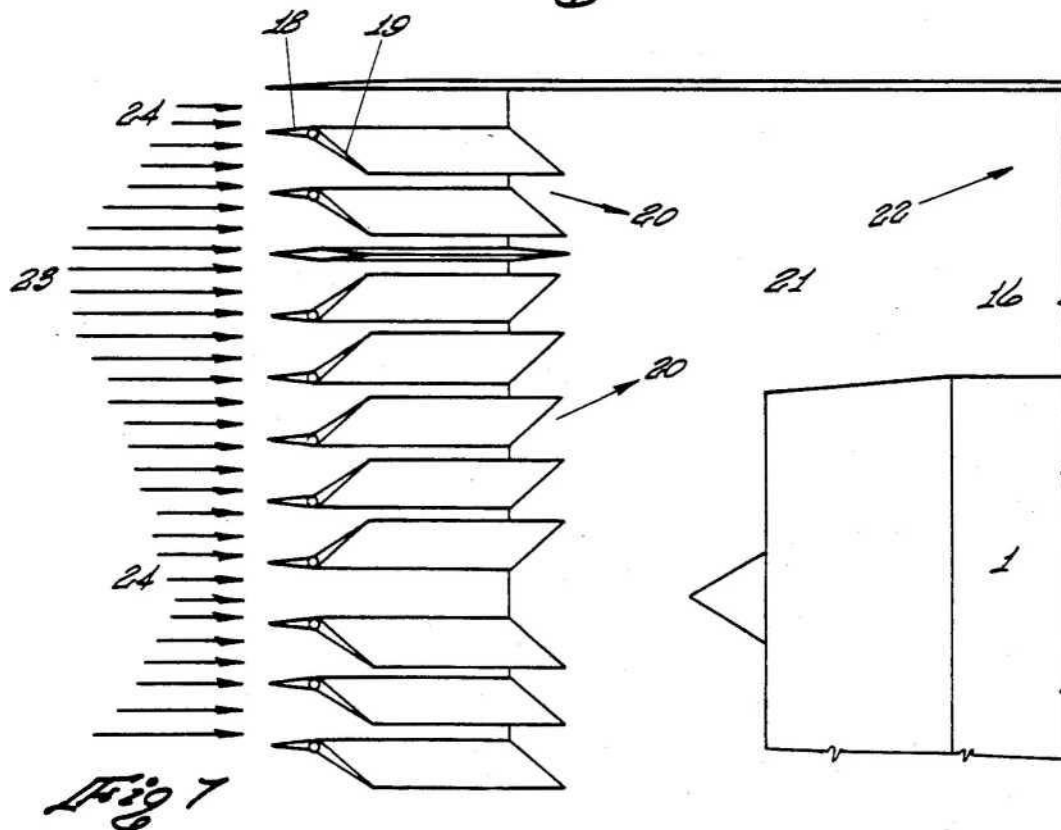
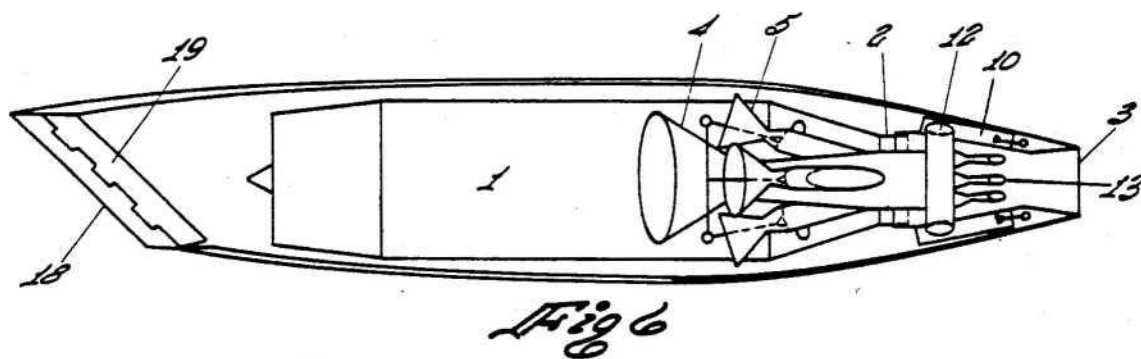
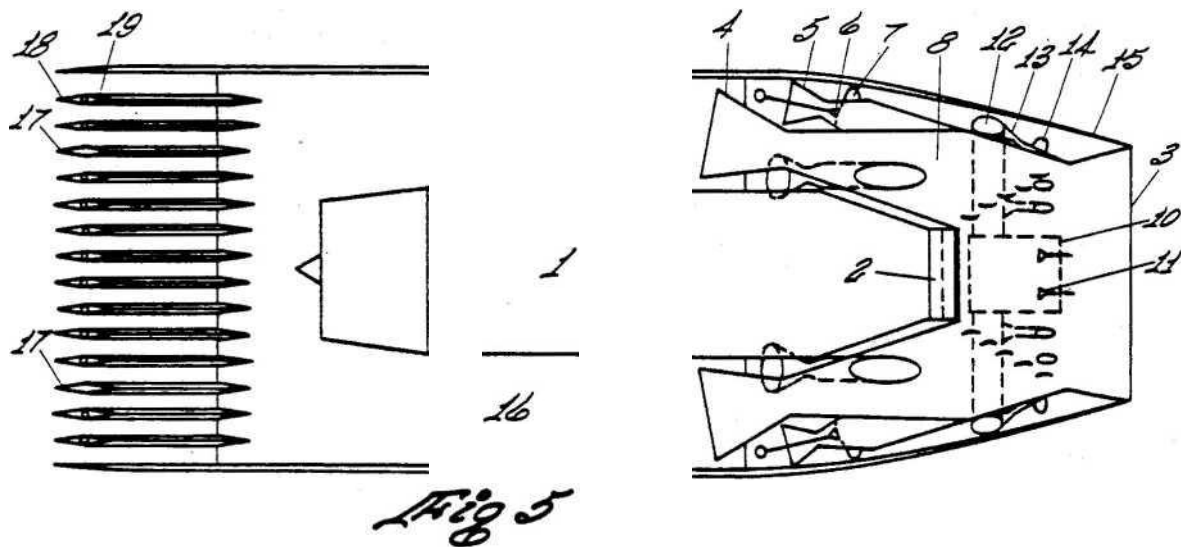


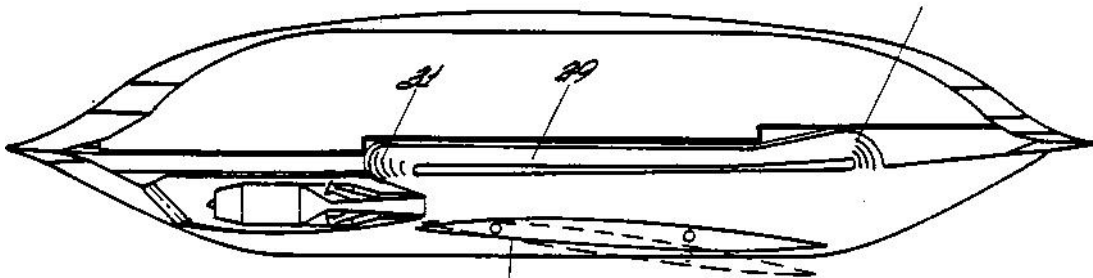
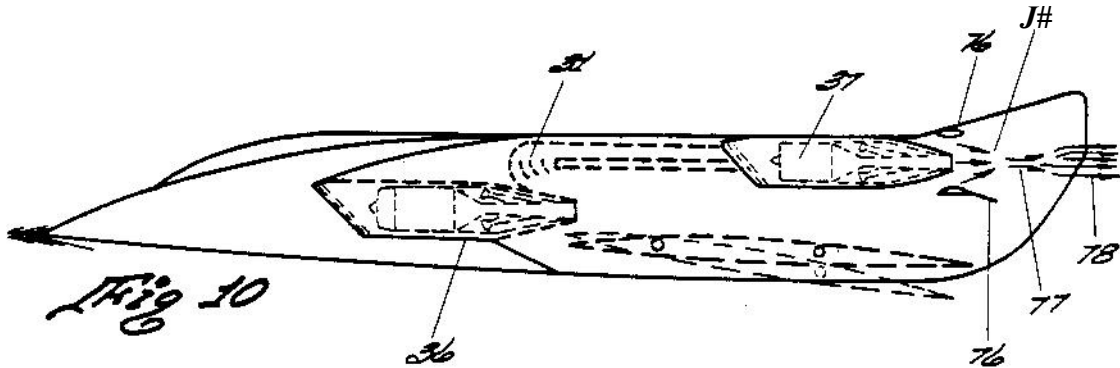
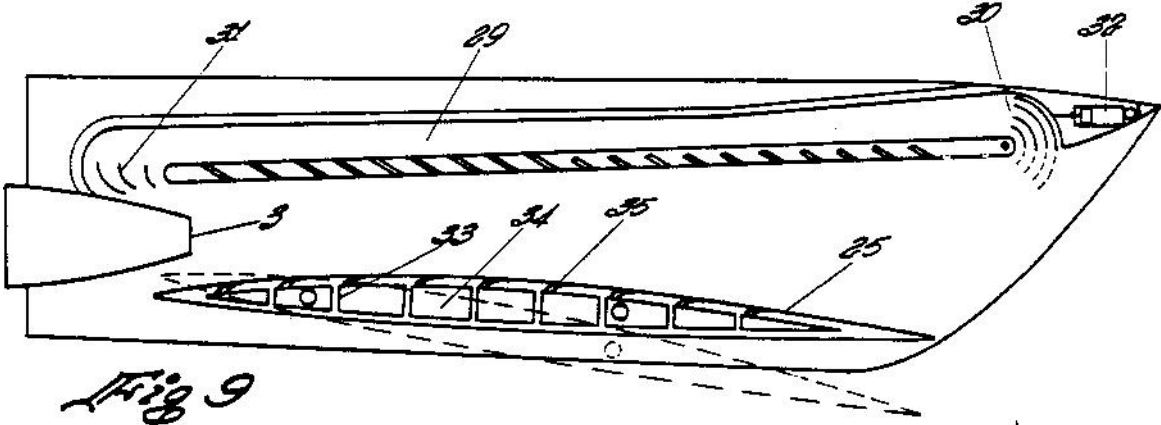
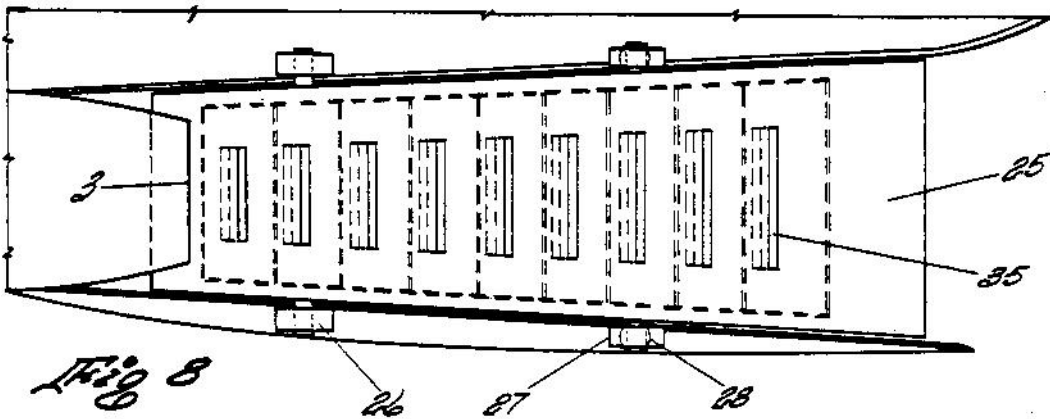
Q475725346
ONE OR ET



QQ475725346

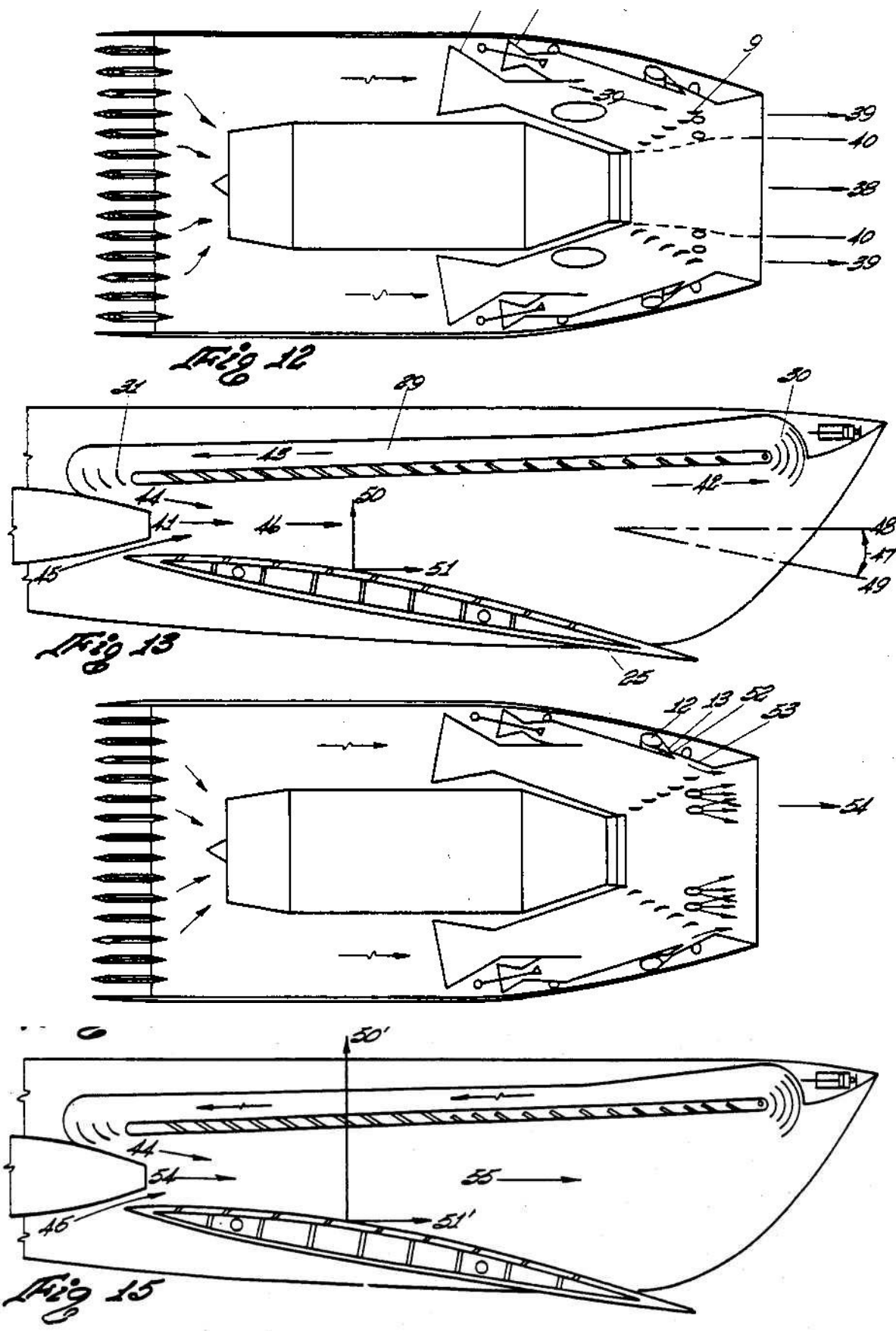
禁止转载





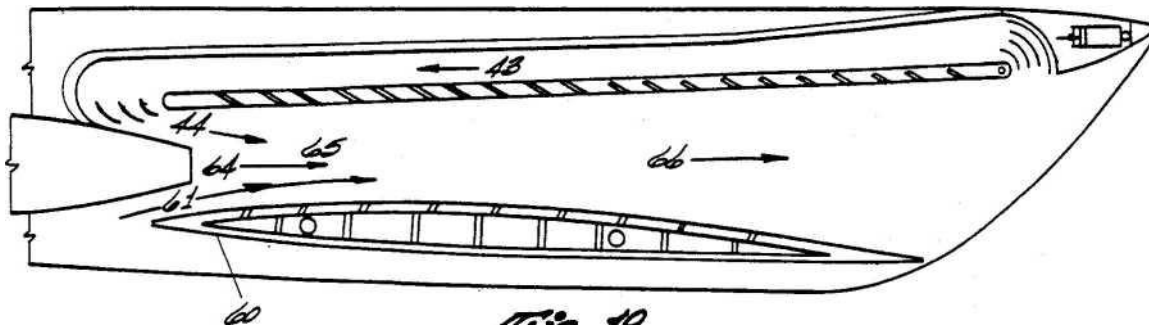
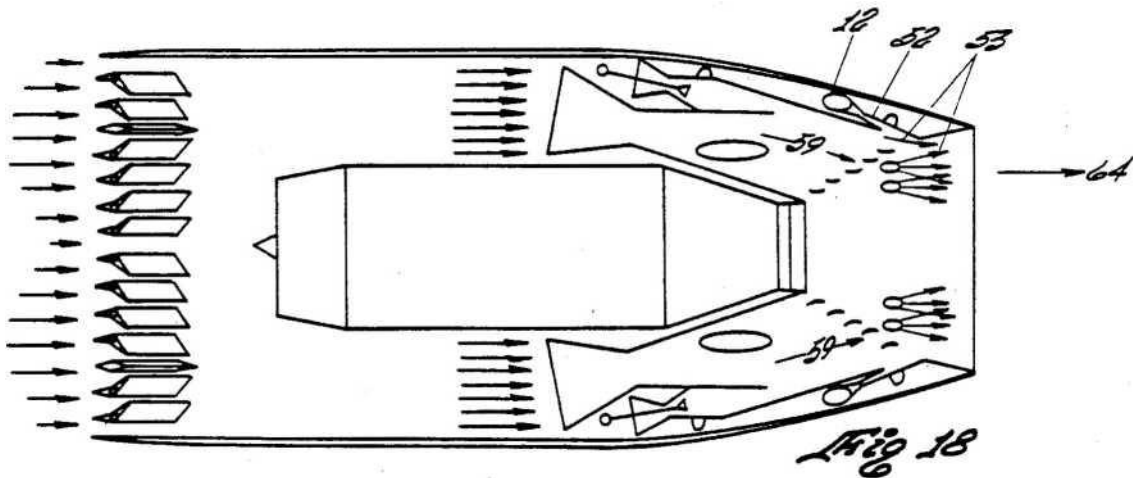
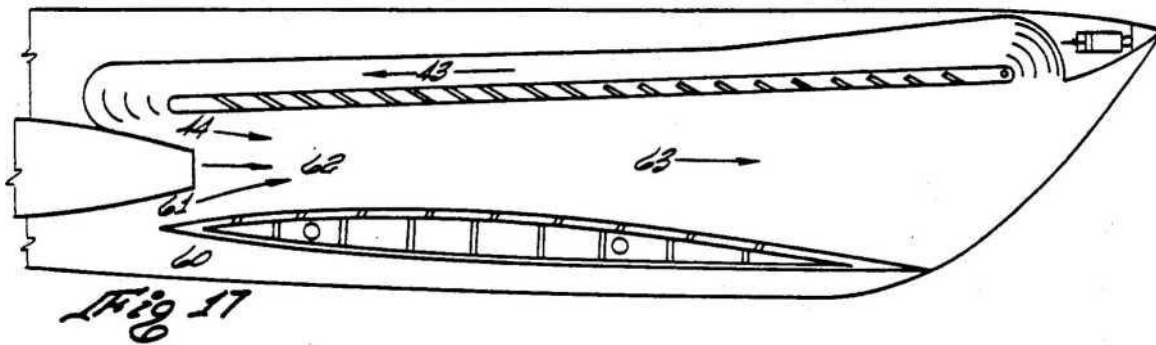
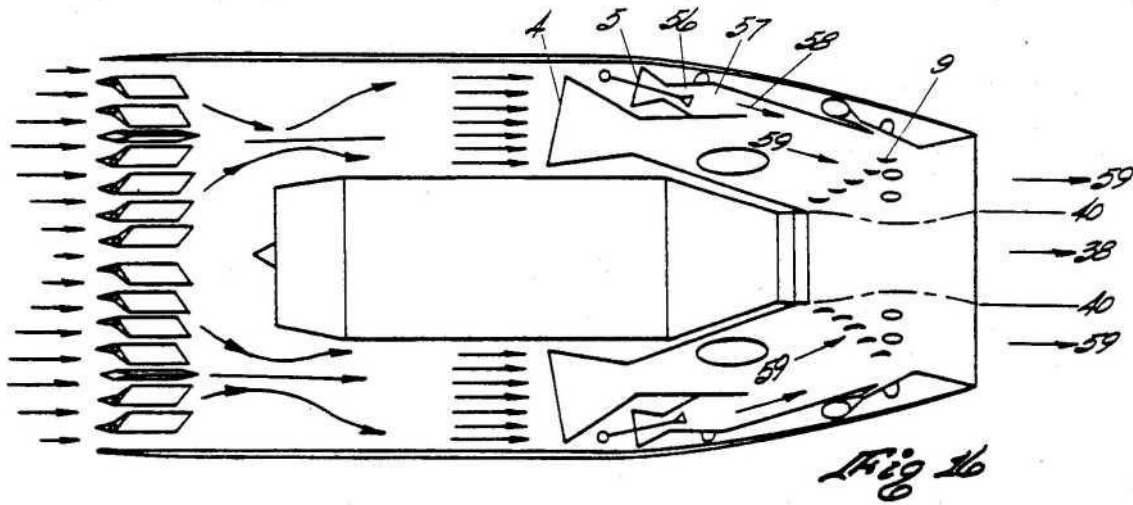
QQ475725346

哦，东或东



QQ475725346

禁止转载



1
感应升降机

这是应用程序 Ser 的延续。申请号为 06/701, 856, 申请日为 1985 年 2 月 14 日, 该申请是申请序列号 06/701, 856 的延续。1981 年 3 月 5 日提交的第 06/240, 619 号现为美国专利。4, 500, 052 号。

发明背景

1. 发明领域

本发明涉及飞机的推进系统。它利用液体燃料预汽化和反烧诱导喷射椭圆形推力喷管, 该喷管安装在常规涡轮喷气发动机的出口喷管上, 该发动机具有位于空气动力产生通道前方的冲压收缩进气增压发动机舱。空气动力产生通道位于真空单元感应升力机翼的前方和上方, 再循环空气感应器叶片的下方。

2. 现有技术的描述

具有圆形出口喷嘴的尾管在本领域中是已知的, 该圆形出口喷嘴适于固定在传统涡轮喷气发动机的出口喷嘴上

发明概述

本发明涉及一种圆形发动机出口喷嘴过渡到垂直会聚和水平发散的椭圆形推力喷嘴, 其中推力喷嘴具有主气流诱导喷嘴、燃料喷射气流诱导喷嘴、燃烧室、导流叶片、液体燃料预汽化室、带有排放喷嘴的汽化气体分配歧管、燃料喷射器、点火器和邻近发动机舱的形成增压室的空间。气流诱导喷嘴的进气喇叭口安装在冲压收缩进气增压室内, 该增压室是位于气流诱导喷嘴下游的发动机喉部两侧的发动机舱中的空白空间。气流诱导喷嘴的出口发散并进入燃烧室。燃烧室的下游端是平行的垂直等间距和下游弯曲的导流叶片。增压壁和平跨过渡壁之间的中空空间包括装有燃料喷射喷雾的汽化室和带有排放喷嘴的汽化气体分配歧管。排放喷嘴向下游倾斜, 并连接在椭圆形推力喷嘴的短轴跨度区域上。倾斜的排放喷嘴的开口对于推力流的滑流来说是足够的, 并且排放喷嘴位于椭圆形推力喷嘴的喉部的稍微上游, 用于调节点火时间跨度和处理椭圆形推力喷嘴下游的反点火燃烧的温度反应物。涡轮喷气发动机排气流的动压滑过导流叶片, 并通过气流诱导喷嘴从增压室中诱导出诱导气流。这导致椭圆形推力喷管的气流体积增加。当飞机在地面上发动机怠速运转时, 在飞机低速运行或在飞行过程中飞机减速时, 涡轮感应喷气空气呼吸器工作。

当吸入射流空气呼吸流与预汽化的液体燃料一起喷

2

射时, 产生可燃的混合物, 当点燃时, 在椭圆形推力喷嘴下游产生第三股火焰流。火焰流通过空气动力产生通道的发散轮廓的膨胀导致火焰推力流动压力通过椭圆形推力喷嘴的平翼展和机翼前缘之间的缝隙从周围空气中引入空气流。这导致在空气动力产生通道的前上部产生再循环气流, 该气流通过由稀薄推力的周向流动引起的逆流导管。这些气流与火焰推力合并, 然后在真空单元诱导升力机翼上方的空气动力产生通道的发散轮廓中产生膨胀的燃烧推力流。膨胀的燃烧推力流的动压滑过真空单元机翼的顺流倾斜槽孔。机翼上的这种气流作用在机翼内部单元中引起真空, 从而在机翼上产生空气动力升力和阻力。这些力对应于机翼的迎角, 即推力流中心线和机翼弦线之间的角度。机翼上产生的力导致阻力, 该阻力抵消发动机的向前推力并稳定机体的水平力矩。在飞机悬停期间, 升力平衡飞机的重量。飞机的悬停能力是通过涡轮诱导喷气喷气火箭推力空气动力发电通道实现的。

飞机的前进速度在翼型机身上产生额外的升力。这些额外的升力对应于机翼入射角的减小, 从而减小了真空单元机翼上的阻力。向前加速是由飞机完成的, 从悬停的飞机到高超音速飞行的飞机, 通过使用液体燃料预汽化和反向旋转诱导喷射椭圆形推力喷管。

当飞机高速飞行时, 冲压收缩进气增压室产生稳定的压力。

来自增压室的冲压气流穿过气流诱导喷嘴并流入椭圆形推力喷嘴。当燃料喷射器在燃料喷射气流诱导喷嘴的喉部下游开启时, 产生可燃的混合物。燃烧混合物被点燃并产生火焰流, 该火焰流在主气流诱导喷嘴的下游流动并进入燃烧室。膨胀的燃烧流产生穿过燃烧室发散轮廓的冲压射流。膨胀的冲压喷气发动机气流在椭圆形推力喷管处与涡轮喷气发动机气流混合。椭圆形推力喷管处理涡轮喷气发动机气流和冲压喷气发动机气流, 形成涡轮冲压式吸气喷气发动机。涡轮冲压喷气吸气发动机的工作原理是自由气流进气, 这是切向斜气流, 与喉部收缩相互作用, 以达到临界压力。位于低速空气增压室内的自由流喉道首先导致冲压空气流的约束, 然后导致冲压空气流的膨胀, 冲压空气流的膨胀控制冲压空气流诱导喷嘴的进气喇叭口上的冲压压力, 冲压空气流诱导喷嘴是诱导喷射椭圆形推力喷嘴的冲压喷气发动机部件。当飞机在超音速飞行时, 涡轮冲压式喷气发动机吸气式椭圆形推力气流工作。

当涡轮冲压式喷气发动机吸入空气的椭圆形推力气流受到预汽化液体的喷射时

液体燃料预汽化产生可燃烧的混合物。可燃混合物被点燃,空气动力发电通道。电厂阶段总结如下:
并在空气动力产生通道前部的椭圆形推力喷嘴下游产生火焰推力流。后部 5 燃烧的椭圆形推力气流的动态压力引起再循环的周边推力气流,该气流通过逆流导管和再循环感应器叶片将气流转移到通道的前部和上部。高速飞行的飞机机翼前缘产生一股斜激波气流,该气流与涡轮冲压喷气发动机喷气火箭推力的火焰流相互作用。气流被切向压缩,形成临界压力,并在 15° 通道的前部形成高速自由流喉部。这些气流在自由流喉部下游与膨胀的点燃的燃烧混合物汇合,推力流在通道发散轮廓中的膨胀导致高超音速,这是由涡轮冲压式吸气喷气火箭推力空气动力产生通道实现的。

液体燃料预喷和反烧诱导喷射椭圆形推力喷管,安装在常规冲压式轴流涡轮的 25° 圆形出口管上,该涡轮有一个安装在机体冲压气流区的冲压收缩进气增压室。冲压式轴流涡轮在高速飞行期间运行,冲压式气流诱导喷嘴中的燃料喷射器被激活,以点燃可燃混合物,从而在气流诱导喷嘴的下游产生燃烧室中的冲压式喷气发动机气流。膨胀的冲压喷气发动机气流在轴流式涡轮机的出口管上滑动,并在涡轮机下游产生负压区 35,这导致涡轮机入口和出口上的压差增加。这增加了冲压式轴流涡轮的功率,并使发电机运转。冲压喷气发动机诱导轴流式涡轮的工作是通过液体燃料 40 预喷和安装在常规轴流式涡轮上的反烧诱导喷射椭圆形推力喷管来实现的。当冲压喷气发动机诱导轴流式涡轮推力流在冲压喷气发动机诱导椭圆形推力喷管的喉部与预汽化的液体燃料混合并点燃可燃混合物时,产生高超音速火焰推力,这提供了高超音速飞行的能力和为未来发展产生大容量电源的能力。

液体燃料预汽化和反烧 50° 感应喷射椭圆形推力喷管在技术上是可行的,可与传统的吸气式发动机一起使用,将其转换成使用感应喷射吸气式发动机的多级动力装置。多级动力装置可用于感应升力飞机。使用吸气式喷气发动机的 55 多级动力装置基于如上所述的燃料喷射管理原则,以及诱导和自由流收缩原则,其中诱导是基于在过渡尾管和空气动力产生通道的发散轮廓上相互作用的热推力流的自由流与喉部收缩相交并由喉部收缩成形,以在收缩的自由流中产生临界压力,然后收缩的自由流在低速空气增压室的进气区和进气口中膨胀

附图说明

在附图中描述了本发明,附图是:

图 1 是适于连接到传统涡轮喷气发动机上的液体燃料预汽化感应喷射椭圆形推力喷嘴的平面图;
图 2 是图 1 的侧视图 1 显示了 riund 发动机出口喷嘴;

图 3 是图 1 和 2 的横截面图 1 和 2 显示了气流诱导喷嘴的喉部;

图 4 是椭圆形推力喷管喉部的横截面;

图 5 是具有传统涡轮喷气发动机和液体燃料预汽化和反烧感应喷射椭圆形推力喷嘴的感应喷射吸气式动力装置的平面图,该喷嘴包括一个增压室,该增压室包括一个倾斜的进气口,该进气口装有刚性固定的直叶片和可偏转的叶片尾段;

图 6 是图 1 的侧视图 5 示出了增压室的倾斜进气口,示出了固定的和可偏转的叶片;

图 7 是冲压收缩进气增压室的局部剖视图;

图 8 是空气动力产生通道的平面图;

图 9 是空气动力产生通道的纵向截面图,该通道具有带有声学处理的中空内部的真空单元感应升力机翼,其中翼型具有包含下游倾斜槽开口的气密隔板;

图 10 是感应升力飞机的侧视图;

图 11 是感应升降飞碟的纵向剖视图;

图 12 是涡轮感应喷气式飞机在中立位置、低速飞行或减速飞行时的示意图;

图 13 是显示当飞机在中立位置、低速飞行或减速飞行时,空气动力产生通道中涡轮感应喷气空气呼吸推力流的空气分布的示意图;

图 14 是当飞机以垂直起落方式工作时涡轮感应喷气空气呼吸发动机的示意图;

图 15 是一个示意图,显示了当飞机以最大悬停能力和机翼的最大迎角工作时,空气动力发生通道中涡轮感应喷气火箭吸气式推力流的分布;

图 16 是当飞机在超音速飞行中运行时,涡轮感应喷气空气呼吸推力流的示意图;

图 17 是一个示意图,显示了当飞机在超音速飞行中工作时,在空气动力产生通道中涡轮冲压感应喷气空气呼吸推力流的分布;

禁止

转载

图图 18 是当飞机在高超音速飞行中工作时，涡轮冲压式感应喷气火箭的吸气式推力气流的示意图；

图图 19 是显示当飞行器在高超音速飞行中运行时，在空气动力产生通道中涡轮冲压感应喷气吸气式火箭 5 推力流分布的示意图；

图 20 是液体燃料预汽化和反烧感应射流椭圆形推力喷嘴的平面图，该喷嘴连接到空气呼吸射流 10 发动机的圆形出口管上；

图图 21 是显示当飞机处于超音速飞行时冲压喷气发动机进气轴流涡轮的空气分布的示意图；

图 22 是一个示意图，显示了冲压式喷气发动机进气轴流涡轮推力气流的空气吸入，该气流在高超音速飞行过程中接收预汽化的液体燃料以产生火焰推力气流。

优选实施例^的描述

如图 1 和 2 所示参见图 1 至图 4，动力装置的外部具有限定低速空气增压发动机舱的形状。多个叶片安装在增压室前部的 25° 倾斜进气口上。诱导射流椭圆形推力过渡尾管安装在增压室的后端。传统的涡轮喷气发动机安装在增压室的内部和中心线上。

30

冲压收缩系统的空气入口在图 1 和 2 中示出五六七。多个弯曲的垂直叶片组件安装在低速空气增压发动机舱前部的倾斜开口上。叶片由刚性固定的 35 个直叶片 17 制成，并位于位于发动机 1 两侧空白空间的低速空气增压室 16 的中心区域。

叶片 19 的可偏转的尾部与叶片 18 的刚性固定的前部铰接，并且与刚性固定的直叶片 17 等距间隔开。叶片 19 的可偏转尾部与传统的液压致动器相连，用于调节叶片的位置，例如在关闭或打开位置。当进气口如图 1 和 2 所示大开时，可偏转叶片 19 与刚性固定的直叶片 17 成直线并平行定位 12 号和 14 号。图 1 和 2 所示的叶片的位置 12 和 14 适用于飞机静止或低速减速飞行时。

50

无花果。图 16 和 18 示出了当由液压致动器致动以偏转时叶片的位置，其尾部朝向直叶片 17。该位置适用于飞机高速飞行时。55 个低速空气增压室内冲压流的挤压作用如图所示 7。这发生在当叶片 19 的偏转尾部朝向位于低速空气增压室中心线上的刚性固定的直叶片 17 弯曲时，这发生在超音速飞行期间。

冲压流冲击叶片 18 的刚性固定的前部。冲压流被叶片 19 的尾部限制和偏转。气流方向被叶片 19 改变以产

生倾斜的气流 20。这些气流被切向限制在低速空气增压室 16 的中心线区域。冲压收缩的成形作用导致冲压流达到临界压力以形成自由流喉部 21，并控制由冲压流实现的流压力，并控制低速增压室 16 内的冲压空气量和冲压压力。这导致在高速飞行期间发动机吸气扩压器上的动态阻力减小。进气口前部的冲压阻力减小。这是由叶片下游的可变冲压背压梯度引起的，其中冲压收缩部分的中心区在叶片的前部具有更大的压力阻力 23，在发动机吸入口的前部和叶片下游的空气分离区的两侧具有更小的压力阻力 24。叶片前部的冲压阻力，即冲压压力，超过了叶片下游的临界压力。这导致进气口斜面上的压力阻力动态下滑，这是进气口前部冲压阻力的减小。冲压气流收缩增强了低速空气增压室内的冲压静压，从而提高了涡轮吸气发动机的冲压轴向气流诱导喷嘴 4 和 5 上的冲压喷气效率。

用于冲压喷气发动机进气轴向流动的冲压气流收缩进气系统在图 1 和 2 中示出 20，21 和 22。刚性固定的应变叶片 17 位于轴流式涡轮机的中心线上。叶片 18 和 19 的可偏转的尾部等距分布，位于刚性固定的直叶片的两侧，并使叶片 19 的尾部偏转，该尾部向刚性固定的应变叶片 17 弯曲。超音速飞行时，气流成形作用发生在轴流涡轮前部叶片的下游。气流受到约束，并控制气流特性，以及在轴流涡轮前部气流临界压力下冲压动压与静压的转换，以提高轴流涡轮的功率。

利用液体燃料预汽化诱导喷射椭圆形推力喷管的飞机的动力装置在图 1 和 2 中示出 1，2，3 和 4。发动机具有圆形发动机出口喷嘴 2，燃料预汽化诱导喷射椭圆形推力喷嘴具有椭圆形推力喷嘴 3，推力喷嘴的内部提供从圆形出口喷嘴 2 到椭圆形推力喷嘴 3 的过渡。推力喷嘴由主气流诱导喷嘴 4、装有常规燃料喷射器 6 和点火器 7 的燃料喷射气流诱导喷嘴 5、燃烧室 8、导流叶片 9、装有燃料喷射喷雾 11 的液体燃料预汽化室 10 和带有装有点火器 14 的排放喷嘴 13 的加压蒸汽气体分配歧管 12 构成。具有喇叭口的气流诱导喷嘴 4 和 5 安装在冲压收缩进气增压室 16 的内部，该进气增压室 16 是发动机两侧的发动机舱中的空白空间，使得空气能够进入喷嘴。

气流诱导喷嘴的下游喉部是发散的喉部，并将气流导入燃烧室 8。燃烧室 8 具有从圆形出口喷嘴延伸到椭圆形过渡尾管的长轴跨度，并且包围平行的、严格等间距的弯曲感应器叶片，该叶片在下游流动的方向上弯曲。增压室 15 的外壳和长轴过渡壁的平跨度之间的中空空间包括用于汽化沸腾室 10 的开放压力容器，该汽化沸腾室 10 装配有液体燃料喷射通道 11。

禁止转载

7
这些室与带有排放喷嘴 13 的预汽化和加压气体分配歧管 12 连接。排放喷嘴 13 沿下游方向倾斜，并连接到椭圆形推力喷嘴的短轴区域。排放喷嘴 13 装有点火器 14，点火器 14 位于汽化气体空气混合点。排放喷嘴 13 的开口对于推力流的滑移流是足够的，并且位于椭圆形推力喷嘴的喉部的稍微上游，用于调节点火时间跨度，并且用于处理椭圆形推力喷嘴的下游喉部处的后燃/反燃燃烧的温度反应物。汽化沸腾室安装在椭圆形推力喷嘴的发散主轴排气流区的中心部分。这导致沸腾室 10 内壁的温度由于从发动机排气流传递的热量而升高。

汽化沸腾室内的压力随着液体燃料喷雾的喷射速率而波动。当燃料喷射关闭时，沸腾室保持在高温和负压下。当椭圆形推力流滑过向下游倾斜的开口时，由椭圆形推力流的动态压力引起气穴现象，并通过倾斜的吸入喷嘴 13 和分配歧管 12 的喉部在空腔内产生负压。当这种情况发生时，沸腾室保持高温和负压。这意味着当燃料喷射开始并且汽化沸腾室内不能发生连续燃烧时，沸腾室内的空气质量保持在最小以防止爆炸。

为了开启液体燃料预汽化和反烧，液体燃料喷雾被喷射到沸腾室的高温负压中。液体燃料蒸发，使其体积膨胀，并在沸腾室内建立局部压力。发动机排气的热能转化为沸腾室内的动压。发动机出口喷嘴之后和椭圆形推力喷嘴喉部之前的发动机喷射流的温度降低，这增加了喷嘴效率并增强了椭圆形推力喷嘴下游的推力流的随机速度。汽化和加压气体膨胀，并通过收敛-发散倾斜喷嘴 13 排出。

液体燃料预汽化和加压加热燃烧室导致液体燃料在气流中混合之前预汽化和加压，并减少气流中气体汽化和膨胀所需的时间。气流短跨度内的膨胀/燃烧和椭圆形推力喷管下游喉部的爆炸增加了椭圆形推力喷管的热压头/动压。燃料喷射产生的任何过量的可燃燃烧的汽化气流都流入椭圆形推力喷管的喉部。因此，连续燃烧将发生在喷管出口的下流，并对周围的气流相互作用进行回火，该气流相互作用是由机翼向前加速的边缘引起的斜激波流。椭圆形推力喷管的驱动从火箭喷管产生一股真正的高温推力流。结果，实现了液体燃料预喷和反喷诱导喷射椭圆形推力喷管。这是根据感应原理工作的电源，是飞机的空气动力系统。

图 1-3 所示的感应喷射动力装置图 5 和 6 是预制的液体燃料预喷射和反烧感应喷射椭圆形推力喷嘴，并且滑动配合在传统空气呼吸发动机 1 的圆形出口喷嘴 2 上，该发动机 1 被冲压收缩进气增压室 15、16、17、18 和 19 包围。

发电厂的安装在图 1-3 中示出参考图 8、9、10 和 11，动力装置安装在空气动力产生通道的前方，该空气动力产生通道位于真空单元感应提升翼 25 的前方和上方，并且位于再循环空气感应器叶片 31 的下方。椭圆形推力喷管的过渡尾管设计成其长轴是水平的，短轴是垂直的。发动机喷射流通过发动机出口喷嘴 2，然后通过过渡尾管，在过渡尾管处，喷射流受到垂直约束。会聚的喷流在流动方向上被转换成逆压，该逆压在椭圆形推力过渡尾管的发散区域中在流动方向上重新转换成速度³。

气流与发散过渡尾管的会聚作用是使气流成形，并减少圆形涡量发动机排气流中的湍流。水流被限制在汇合区。河流几何轮廓在水平扩散区域受到河流分离的影响。因此，气流在流动方向上膨胀不足，在分流区转化为速度是通过尾管会聚部分的反向压力实现的。转换成速度是通过在过渡尾管的发散轮廓上出现的热压头效应来实现的。转换速度效应与喷嘴轮廓和热压头成正比。

过渡尾管内的气流成形作用形成了由诱导气流诱导喷嘴和诱导叶片形成的气流动压的动量平衡-自由平衡。

流成形作用导致垂直约束的分层流，该分层流在会聚区的流动方向上获得不利的压力，并且在发散区的流动方向上膨胀不足。这个动作在椭圆形推力过渡尾管的发散区激发随机速度流。

膨胀不足的气流轮廓的随机速度将滑过下游弯曲的感应器叶片 9，并在感应器叶片的中间区域产生气穴。这种累积的气穴现象等于在分流轮廓中热气流动态压力之外出现的拉力。气流动力学的拉力通过气流诱导喷嘴诱导来自低速气室的诱导气流。这导致进气流平衡热气流动力学的牵引压力。平衡的发生是由于气流成形作用与诱导射流椭圆形推力过渡尾管气流动压动量平衡的自由平衡。

导流叶片 9 如此定位在边界层附近，该边界层围绕发散内部的发动机排气流的欠膨胀区域

QQ475725346
禁止转载

椭圆形过渡尾管的面积。无花果。图 12 和 16 示出了边界层 40 和 40', 其存在于涡轮喷气发动机气流 38 和诱导气流 39 或冲压喷气发动机 59 的界面处。

边界层的位置会随着飞行速度的变化而变化。图 12 示出了当飞机静止或在飞机低速飞行期间, 位于感应器叶片 9 附近的边界层 40。图 16 显示了当飞机处于超音速飞行时, 边界层 40' 向发动机射流 38 的中心线移动。

感应喷射椭圆形推力过渡尾管内的推力流的处理导致圆柱形涡流发动机射流首先通过发动机喷嘴 2 的圆形部分, 然后通过过渡尾管。发动机排气流的强随机速度将由垂直会聚区的反向压力梯度所限制。在水平分流区, 水流在流向上膨胀不足。发散的轮廓经受图 1 所示的气流分离 12。膨胀不足的发动机射流 38 滑过导流叶片 9, 并通过气流诱导喷嘴 4 和 5 产生诱导气流 39。这导致进气气流在尾管的发散轮廓处减少了发动机排气流的分离, 并增加了椭圆形推力流的体积。由于气流应变作用的垂直收缩, 气流分离在水平发散处急剧减少, 导致垂直会聚, 气流成形作用, 这几乎消除了气流旋转涡度分布, 并完全将气流发展成几乎均匀的轮廓, 这意味着在椭圆形推力喷管中实现了层压的大体积推力气流。上述可以通过安装在传统空气呼吸发动机上的感应喷射椭圆形推力喷嘴来实现。

诱导气流背后的原动力是涡轮喷气发动机气流是通过涡轮诱导喷气吸气发动机实现的, 其中推力气流通过诱导原理进行处理, 诱导原理是在过渡尾管发散轮廓上的热推力气流的动压之外的自由平衡。产生用于产生空气动力的层流大体积稀薄流。

在气流通过椭圆形推力喷管的出口喷管之前, 这些气流成形动作由诱导射流椭圆形推力尾管的局部部件进行处理。这导致发动机排气流的涡度湍流减小, 并且由于过渡尾管的会聚与进口气流的发散成形作用而使气流分层。诱导射流椭圆形推力过渡尾管诱导高容量空气呼吸效应, 同时减少稀薄射流推力中的湍流, 稀薄射流推力流经真空单元诱导升力机翼上方的空气动力产生通道。真空单元感应升力机翼具有声学处理的中空内部, 机翼具有包含下游倾斜槽开口的气密隔板, 喷气推力流在槽上流动。

空气动力产生通道中的涡轮感应喷气空气呼吸椭圆形推力流如图 13。椭圆形推力流 41 的动态压力是一种诱导气流, 其循环并包围空气动力产生通道。当推力周向

流将气流转向到通道的前上部时, 气流 44 被再循环, 作为转向流 42 转动叶片 30, 并作为反向流 43 通过导管 29 和再循环空气导流叶片 31。周围的气流 45 在通道的前部通过椭圆形推力喷管的平翼展和机翼前缘之间的缝隙引入。这些空气流在空气动力产生通道的前部体积增加, 并与感应喷射推力流合并。这增加了流经真空单元感应升力机翼上方的空气动力产生通道的气流 46 > 产生空气动力升力 50 和阻力 52。

飞机静止时, 机翼计数器上的阻力平衡了发动机怠速运转时的向前推力。

涡轮喷气吸气火箭椭圆形推力气流的操作如图 14。在盘旋操作或向前加速期间, 在汽化室中打开燃料喷射喷雾时发生, 预汽化和加压的气流 52 流入椭圆形的进气气流区 39

> 止推喷嘴 13。因此, 涡轮喷气发动机的吸气式椭圆形推力气流接收预汽化的液体燃料。可燃空气混合物 53 的点燃在椭圆形推力喷嘴的下游产生火焰推力流 54。这导致了高热火箭推力

1 流, 它创造了涡轮感应喷气空气呼吸火箭推力发动机。这是通过液体燃料预汽化和反烧感应喷射椭圆形推力喷嘴实现的, 该喷嘴安装在传统的空气呼吸发动机上。如图 5 所示, 悬停能力是由涡轮吸气式喷气发动机火箭椭圆形推力通道产生的 15。在图 15, 椭圆形推力火焰流的动态压力引起再循环和周围空气流。循环空气-1 流 44 是推力周向流, 其通过转向叶片 30、反向流动导管 29、通道的下部、转向叶片 30 和反向流动导管 29 和 5、通过循环空气导流叶片 31 被转移到通道的前部和上部。周围气流 45 位于通道的前部和下部, 并穿过椭圆形推力喷管的平翼展和机翼前缘之间的缝隙。这些气流增加了通道中气流的体积, 并与涡轮感应喷气喷气火箭推力的火焰融合。这些气流的汇合产生膨胀的燃烧推力气流, 并流过空气动力发生器的发散轮廓真空单元感应升力机翼上方的 5 通道。

膨胀的燃烧推力流 55 的动压滑过真空单元机翼的向下游倾斜的槽开口。机翼上的这种气流作用在机翼的内部 d 单元中产生真空, 从而在机翼上产生空气动力升力和阻力。这些力对应于机翼的入射角 47。入射角 47 是推力气流中心线和机翼弦线之间的角度。机翼 5 上产生的力导致阻力抵消发动机的前推力并稳定机体的水平力矩。升力平衡了飞机的重量。悬停是由涡轮感应产生的

禁止转载

喷气火箭推力空气动力发电通道。飞机垂直起落悬停操纵是通过涡轮感应喷气空气呼吸火箭推力空气动力产生通道实现的。

在超音速飞行过程中，涡轮冲压喷气发动机吸气式椭圆形推力气流的运行如图 1 所示 16.图 16 示出了冲压收缩进气增压室 16 获得冲压静压，并且冲压流流经气流诱导喷嘴 4 和 5，经过位于燃料喷射气流诱导喷嘴 5 下游的打开的燃料喷射器 56。燃烧混合物 57 被点燃并产生火焰流 58，当火焰流进入燃烧室时，火焰流 58 流入主气流诱导喷嘴 4 的下游并与气流结合。膨胀的燃烧流通过燃烧室的发散轮廓和冲压喷气流 59 的膨胀产生冲压喷气流，冲压喷气流 59 在椭圆形推力喷嘴处与涡轮喷气流 38 结合。椭圆形推力喷管处理涡轮喷气发动机气流和冲压喷气发动机气流，形成涡轮冲压喷气吸气发动机。进气自由流是一种切向流动的倾斜流，它与低速气室内部的喉部收缩相互作用，在冲压气流中产生临界压力，首先导致冲压气流的约束，然后是膨胀，这控制了气流诱导喷嘴进气喇叭口上的冲压压力，气流诱导喷嘴用作诱导射流椭圆形推力喷嘴的冲压喷气发动机部件。

在高超音速飞行过程中，涡轮冲压喷气吸气式火箭椭圆形推力气流如图所示 18.如图 2 所示在图 18 中，燃料喷射喷雾在汽化室中被打开，以产生预汽化和加压的气流 52，该气流被排放到位于椭圆形推力喷嘴处的冲压喷气发动机气流区中。预汽化和加压气流 52 通过分配歧管和倾斜排放喷嘴进入冲压喷气发动机气流。涡轮冲压进气射流吸入空气流接收预汽化的液体燃料，并且当混合物被点燃时，可燃混合物 53 在椭圆形推力喷嘴的下游产生火焰推力流 64。点燃的混合物产生高热气流，如火箭推力气流，形成涡轮冲压式吸气式火箭推力发动机。

如图 2 所示 19，高超音速飞行是由涡轮冲压喷气吸气式火箭椭圆形推力气流通过空气动力产生通道的发散轮廓产生的。回燃椭圆形推力流的动压引起再循环气流 44，该再循环气流 44 是转向进入通道的前部和上部并通过逆流导管 43 和再循环空气导流叶片 31 的推力周向流。

在飞机的空速下，机翼的前前缘 60 诱导斜激波气流 61 与涡轮冲压喷气发动机吸气式火箭推力的火焰气流 64 相互作用。这些流切向形成临界压力，并在位于通道前部的喉部 65 中形成高速自由流。这些流被合并，从而在自由流喉部的下游产生膨胀燃烧，并被膨胀，从而在通道的发散轮廓中产生推力流 66 的高超音速

创造一个涡轮冲压感应喷气空气呼吸火箭空气动力推力通道。

冲压喷气发动机诱导轴流式涡轮是通过液体燃料预汽化和反烧诱导喷射椭圆形推力喷管实现的，如图 20，21 和 22，在高速飞行中。液体燃料预汽化和反烧感应喷射椭圆形推力喷嘴滑动配合在常规轴流式涡轮机(转子 68、70 和定子 69)的出口管 67 上。发电机安装在轴流式涡轮机的排气管 72 内，该涡轮机具有冲压收缩进气增压室。

具有多个叶片 17、18 和 19 的冲压收缩组件安装在位于轴流式涡轮机入口扩压器前部的增压舱前方的倾斜冲压空气入口上。飞机的前进速度产生气流，该气流穿过进气口的可偏转的多个叶片 18 和 19，然后流入增压舱。多个叶片 19 的尾部在轴流式涡轮机的中心线处朝向刚性固定的直叶片 17 偏转。穿过多个叶片的冲压流在流动方向上弯曲，并被切向约束，以在轴流式涡轮机入口扩压器的前部产生临界压力。临界冲压压力流冲击在旋转涡轮叶轮的轴向流涡轮叶片 68 和 70 上。

膨胀的冲压喷气发动机推力流 59 流过导流叶片 9，并在涡轮入口和出口处产生负压差。这提高了冲压式轴流涡轮的功率，并使发电机运转。冲压喷气发动机诱导轴流式涡轮的工作是通过液体燃料预汽化和反烧诱导喷射椭圆形推力喷管来实现的，该喷管安装在常规轴流式涡轮上，该涡轮具有位于机体冲压气流区的冲压收缩进气增压室。

本发明的液体燃料预喷和反喷诱导射流椭圆形推力喷管用于诱导升力飞机。

我声称：

1.一种适用于空气动力产生通道的真空单元诱导升力机翼，该通道具有细长的主产生通道，该主产生通道由与主产生通道连通的喷气发动机附近的入口限定，上部限定了逆流通道，并且其中主产生通道的下部和出口是开放的，并且是所述主产生通道的一部分，该真空单元诱导升力机翼包括

翼型，包括前缘和后缘，并具有顶板和声学处理的中空内部，所述翼型包括在所述中空内部形成单个单元的气密隔板，并具有从所述翼型的顶板延伸到每个所述单个单元中的倾斜槽，所述倾斜槽从每个所述单个单元向所述翼型的后缘以一定角度延伸，所述翼型适于定位在其下部的空气动力产生通道内，并与形成所述细长通道的上部隔开，翼型的顶板适于形成所述空气动力产生的下边界，并在翼型的后缘和上部的后部之间形成主产生通道的出口，形成逆流通道，并适于限定滑流

从穿过所述空气动力产生通道的气流穿过；
支撑装置，其 在后缘附近可操作地连接到所述翼型，
用于使所述翼型能够绕其旋转，以改变顶板相对于
穿过其的所述气流的入射角；和
枢转装置致动器，其可操作地连接到邻近前缘的所述
翼型，用于通过围绕所述支撑装置旋转所述翼型来
相对于所述气流移动所述翼型前缘，以改变所述顶
板相对于所述气流的入射角，使得所述气流能够在
所述单个单元内产生真空，所述单个单元具有由翼
型的顶板相对于所述气流的入射角确定的压力 以
及通过所述翼面的顶板中的所述倾斜槽的所述气流
的剪切应力。

2.一种喷气推力周向流再循环系统 20，其适于位于产
生喷气推力流的喷气发动机的推力喷嘴的后方并与其相
邻，该系统包括
限定空气动力产生通道的壳体，该空气动力产生通道
适于使来自喷气发动机的推力喷嘴的喷气推力流通
过，所述壳体包括具有入口和出口的主产生通道和
位于主产生通道通道上部的反向流动通道，该反向
流动通道通过声学处理板与主产生通道分开，该声
学处理板具有指向该出口的倾斜孔口，所述反向流
动通道具有位于主产生通道出口处的入口开口和位
于主产生通道入口附近的出口开口，所述倾斜孔可
操作为穿过主通道的所述喷射推力流提供滑流；
真空感应升力机翼包括 40
翼型，包括前缘和后缘，并具有顶板和声学处理的
中空内部，所述翼型包括在所述中空内部形成单
个单元的气密隔板，并具有从所述翼型的顶板延
伸到每个所述单个单元中的倾斜槽 45，所述倾斜
槽从每个所述单个单元向所述翼型的后缘成一定
角度延伸，所述翼型定位在 50° 空气动力产生通
道内，翼型的顶板适于形成所述空气动力产生通
道的下边界，并适于从穿过所述空气动力产生通
道的气流中限定穿过该通道的滑流；
支撑装置，其 在后缘附近可操作地连接到所述翼型，
用于使所述翼型能够绕其旋转，以改变顶板对穿
过其的所述气流 60 的入射角；和
枢转装置致动器，其可操作地连接到邻近前缘的所
述翼型，用于通过围绕所述支撑装置旋转所述翼
型来相对于所述气流移动所述翼型前缘，以改变
所述顶板相对于所述气流的入射角，使得所述气
流能够在所述内部产生真空
具有压力的单个单元，该压力由翼型的顶部面板
相对于所述气流的入射角度以及通过所述翼型的顶部
面板中的所述倾斜槽的所述气流的剪切应力来确定；
反向流动转向叶片，其位于反向流动通道的入口中，
并且适于将穿过所述反向流动通道的所述喷射推力流
的一部分转向回到主发电通道中；和
可操作地连接到所述逆流叶片的致动器，用于控制逆
流转向叶片相对于穿过主产生通道的所述喷射推力
流的位置，以调节被转移到所述逆流通道的并穿过
所述逆流通道的所述喷射推力流的体积。

3. 一种感应空气动力升力产生装置，适于位于喷气发
动机的推力喷管的 后方并与其相邻，产生喷气推力流，
该装置包括
限定空气动力产生通道的壳体，该空气动力产生通道
具有细长的主产生通道，该主产生通道由与主产生
通道连通的喷气发动机附近的入口限定，限定逆流
通道的上部，并且其中主产生通道的下部和出口是
开放的，并且是所述主产生通道的一部分，适于通

过包括具有所述入口和出口的所述主产生通道和位
于主产生通道的上部并且通过面板与主产生通道分
开的所述逆流通道，所述逆流通道具有位于主生成
通道出口处的入口和位于主生成通道入口附近的出
口；
翼型，包括前缘和后缘，并具有顶板和声学处理的中
空内部，所述翼型包括在所述中空内部形成单个单
元的气密隔板，并具有从所述翼型的顶板延伸到每
个所述单个单元中的倾斜槽，所述倾斜槽从每个所
述单个单元向所述翼型的后缘以一定角度延伸，所
述空气翼适于定位在所述空气动力产生通道的下部，
并与形成所述细长通道的上部间隔开，翼型的顶板
适于形成所述空气动力产生通道的下边界，并在翼
型的后缘和形成逆流通道的上部的后部之间形成主
产生通道的出口，并适于从穿过所述空气动力产生
通道的喷射推力流限定穿过该出口的滑流；
支撑装置，其 在后缘附近可操作地连接到所述翼型，
用于使所述翼型能够绕其旋转，以改变顶板相对于
穿过其的所述喷射推力流的入射角；和
枢转装置致动器，其可操作地连接到前缘附近的所述
翼型，用于通过围绕所述支撑件旋转所述翼型来相
对于所述喷射推力流移动所述翼型前缘

用于改变所述顶板相对于所述喷射推力流的入射角的装置，所述装置使得所述气流在所述单个单元内产生真空，所述单个单元具有由所述翼型的顶板相对于所述喷射推力流的入射角和通过所述翼型的顶板中的所述倾斜槽的所述喷射推力流的剪应力确定的压力，所述喷射推力流适于穿过空气动力产生通

道并越过真空单元感应升力机翼的顶面 10，用于产生热空气动力升力和阻力，所述热空气动力升力和阻力由所述真空单元感应升力机翼的入射角度确定，并且所述喷射推力流被转向进入并穿过所述喷射推力流的部分被转向进入并穿过逆流通道并返回到主产生通道中。

* * *

美国专利[19]

沃林顿等人。

- [54] 航空器
- [75] 发明者: 多伦多约翰·沃林顿; 山谷 C.克莱默, 科尔伯恩港, 两个加拿大
- [73] 受让人: 海斯塔航天发展公司 加拿大温哥华公司
- [21] 应用。编号:770, 490
- [22] 归档: 1985 年 8 月 29 日
- [30] 国外申请优先级数据

1985 年 5 月 6 日[加拿大]480837

- [51] Int. Cl.⁴..... B64B 1/34
- [52] U.S. Cl..... 244/29; 244/23 C
- [58] Field of Search 244/23 R, 23 A, 23 B, 244/23 C, 24, 26, 29, 30
- [56] References Cited U.S. PATENT DOCUMENTS
- 1332,787 3/1920 Whalen 244/29
- 3,410,507 11/1968 Moller..... 244/23
-C
- 3, 658, 278 4/1972 Batchelor 244/29
- 4, 114, 837 9/1978 iⁱ^v h^c^l^aetal 244/26
- 4, 269, 375 5/1981 Hickey 244, 730

[11]专利号: 。 4 685 640

[45]专利日期: 八月。 11 .1987

外国专利文件

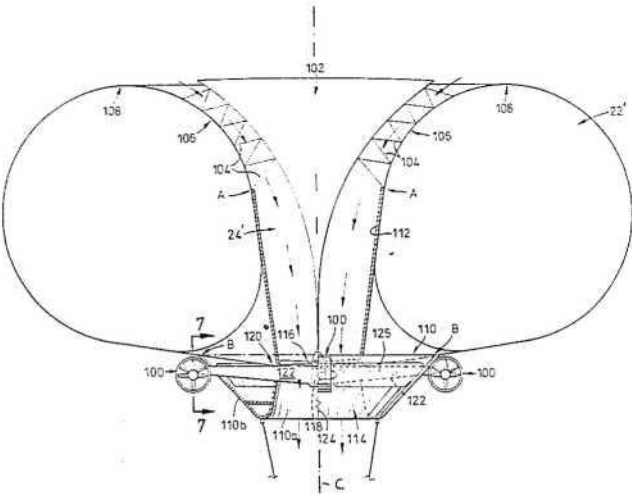
- 88806 3/1982 欧洲专利。关闭。 244, 724
- 2310918 12/1976 法国 244/26
- 法国 244/26
- 7213624 11/1985 台湾。
- 3908 2/1910 联合王国 244/26
- 8230313 10/1982 英国。

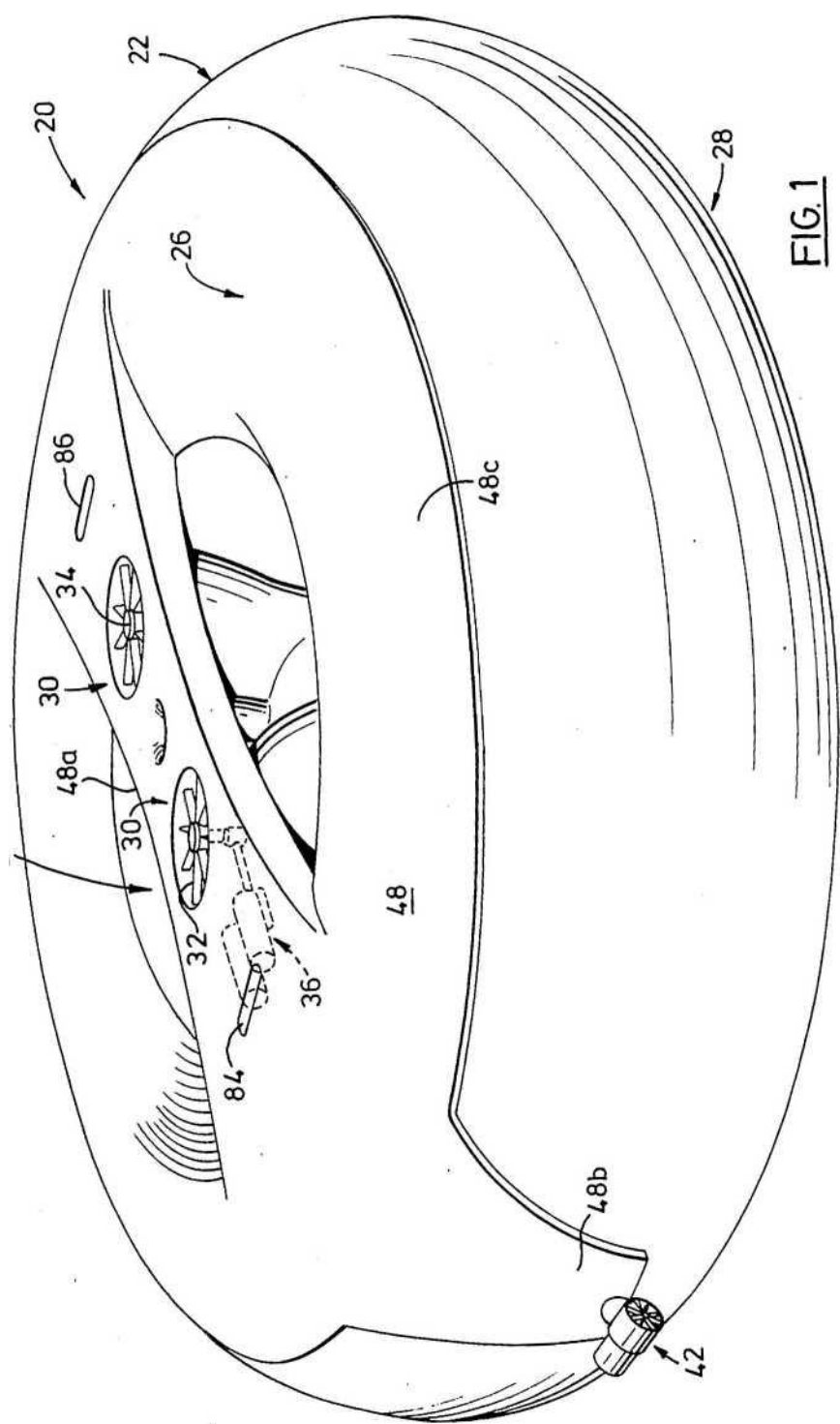
主考官——小约瑟夫·彼得斯
助理审查员——罗德尼·科尔
律师、代理人或事务所——罗杰斯、贝里斯克顿和帕尔

[57] 摘要

一种用于提升负载的飞行器，由具有中心通道的环形外壳内的氦气和设计成引导空气向下通过通道的风扇装置产生升力。外壳上有横向推进装置。在一个实施例中，风扇装置包括由支撑在外壳上的鞍座承载的两个风扇，而在另一个实施例中，单个风扇由悬挂在外壳上的吊舱承载。

11 项权利要求， 7 幅图纸





QQ475725346

一或一,

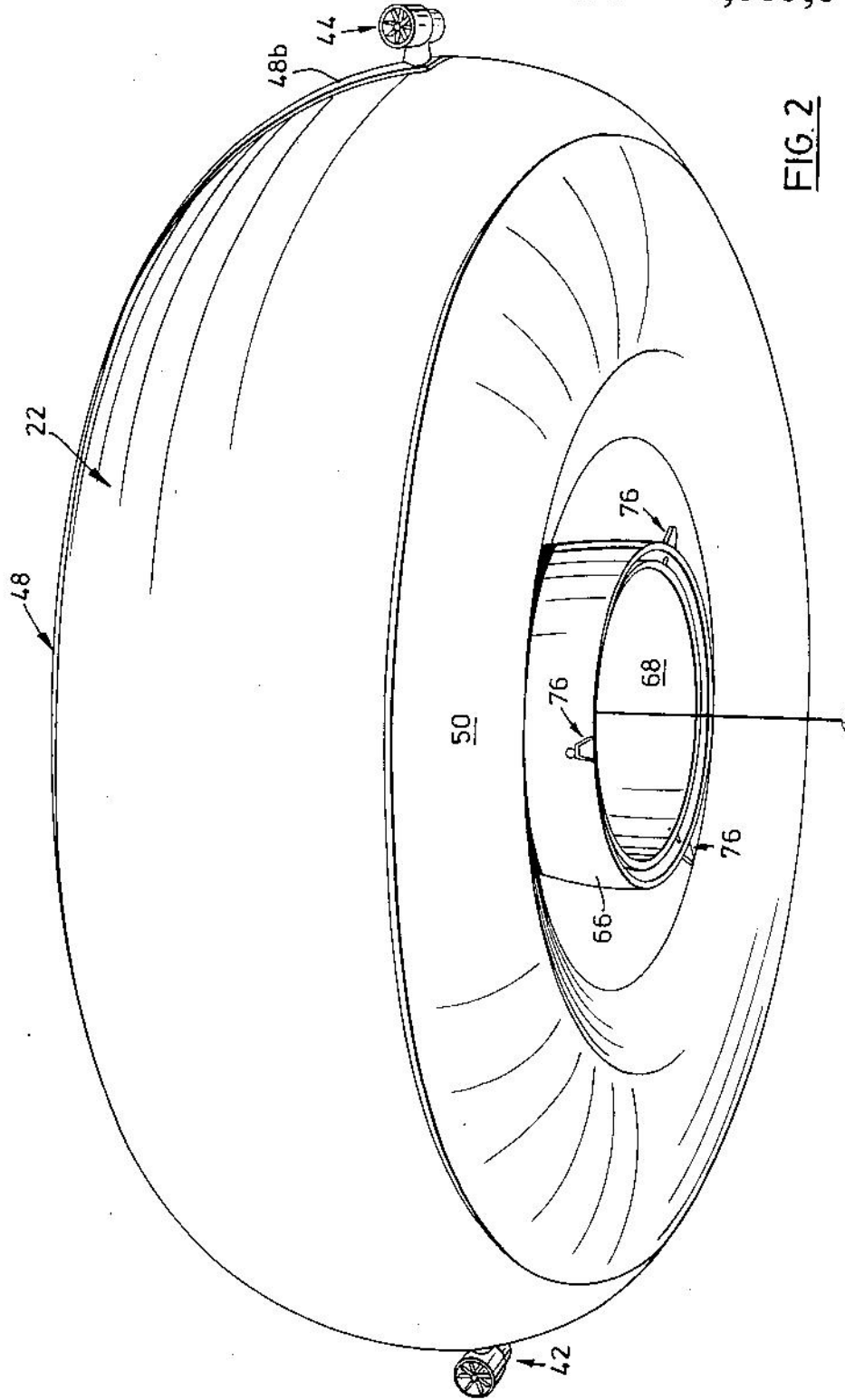


FIG. 2

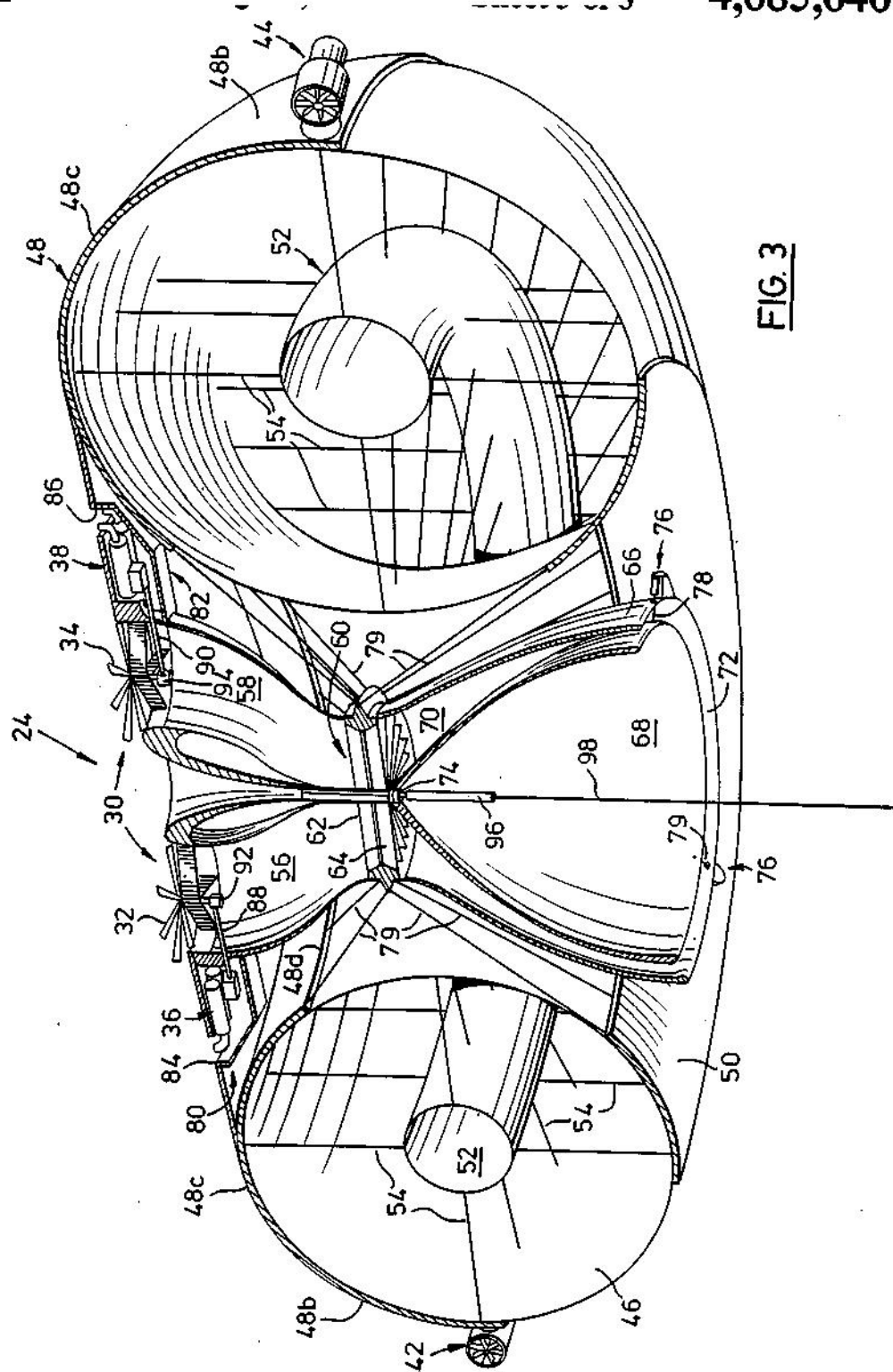


FIG. 3

QQ47 72534S —
件或一套

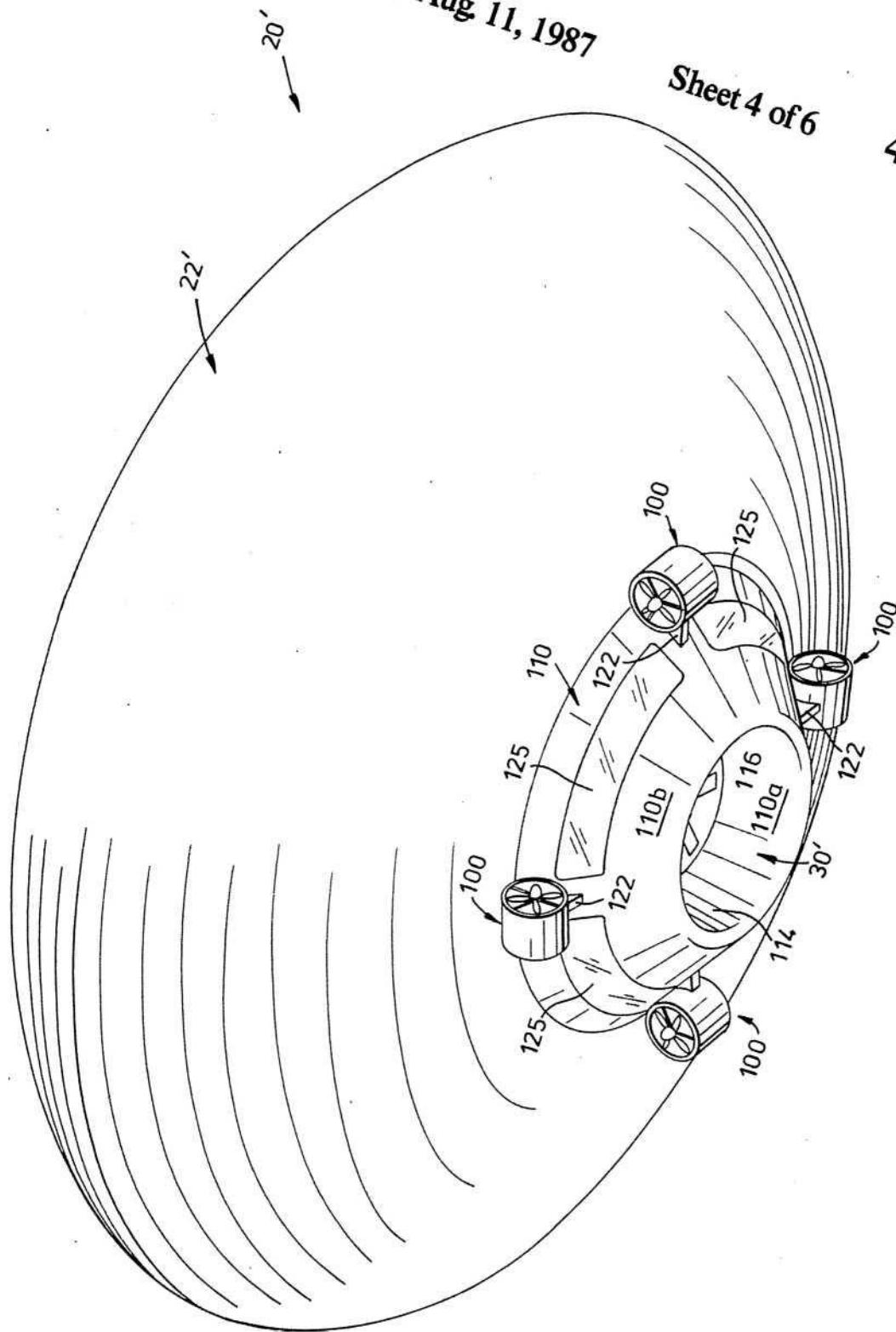
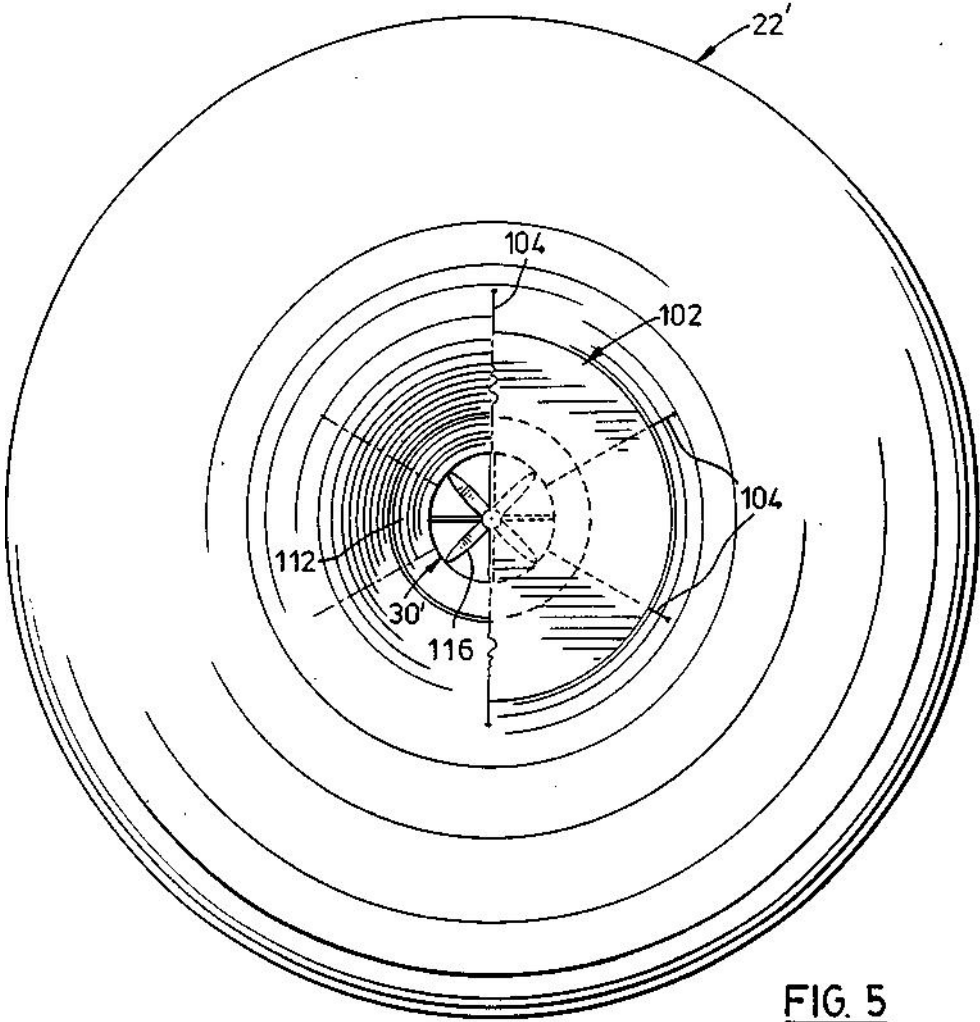


FIG. 4

QQ475725346
ONE OR ET



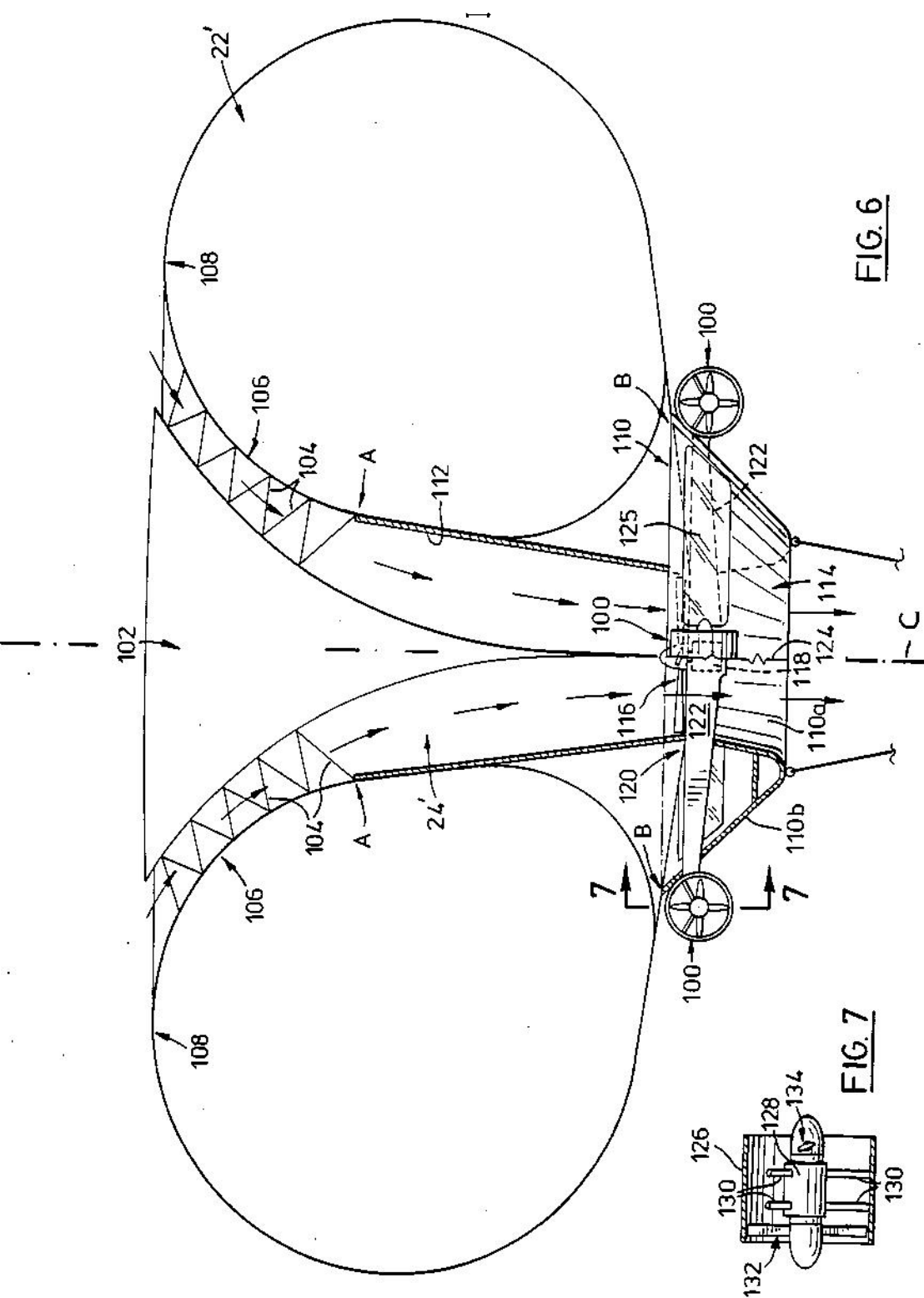


FIG. 6

FIG. 7

美国专利 1987 年 8 月 11 日第 6 版

QQ4^。72 346
4, 685, 640 号

禁止转载

1
航空器

发明领域

本发明总体上涉及通过空气提升^和运输货物的车辆。为了方便起见，这种类型的车辆在下文中将被称为“飞行器”。

发明背景

众所周知，所谓的“比空气轻”的航空船和气球是用于装载目的的。这种类型的飞机依靠氢气或其他比空气轻的气体来产生升力。热气球也是众所周知的，它依靠空气在受^热时密度降低而自然上升的 10-15%的浮力。一般来说，这些已知类型的飞行器难以精确控制，且没有广泛应用于商业负载提升和运输目的。

20

现有技术的描述-

美国专利文献包含许多现有技术建议的例子，用于空运货物。例如，以下专利公开了在^测井作业中使用航空船和气球的 pro- 25 posals:

- 美国专利。第 3, 221, 897 号(马西森)
- 美国专利。第 3, 249.237 号(斯图尔特)
- 美国专利。第 3, 270, 895 号(斯图尔特)30
- 美国专利。第 3, 369, 673 号(Mosher)
- 下列美国专利公开了现有技术中关于通常为环形的比空气轻的气球的建议:
- 美国专利。第 3, 941, 384 号(Wopschall) 35
- 美国专利。第 1, 572, 187 号(库珀)
- 美国专利。第 213, 603 号(失用症)
- 美国专利。第 3, 558, 083 号(Conley 等人)
- 美国专利中有关于喷气推进飞行器的建议。编号 3.053.483 (Stahmer)和 40 3, 152, 777 (McLean)。

Eshoo(美国专利。第 4, 326, 681 号)公开了一种非刚性空气船的例子，它依靠热空气和比空气轻的气体来提升。

巴彻勒(美国专利。第 3, 658, 278 号)公开了一种负载运输系统，其中气球支撑从电源通向负载承载装置的柔性电线，该负载承载装置包括充氢转子和用于释放气体以提供负载承载力的装置。

本发明的一个目的是提供一种适用于商业装载操作的空中运输工具。

发明概述

本发明提供的车辆包括一个 55° 的外壳，该外壳具有一个围绕外壳的顶面和底面之间的通道延伸的圆环体的大致形状。外壳包含气体，优选比空气轻的气体。风

扇装置由外壳承载，并被布置成引导空气向下通过通道，以产生用于提升车辆的向下导向推力。-风扇装置是可控的，以改变推力的大小，从而改变飞行器在飞行中的高度。外壳还带有推进装置，用于车辆的一般侧向推进。

在一个优选实施例中，本发明提供的车辆既从外壳内比空气轻的气体中获得升力，又从风扇装置提供的推力中获得升力。据信，这种从两个来源提升的规定将允许设计一种不仅能够提升相对较重的负载，而且在使用中能够容易且精确地控制车辆高度的车辆。人们还认为，制造和操作这种车辆将是非常经济的。

例如，车辆可以被设计成使得外壳内的气体提供足够的升力来支撑卸载时的车辆重量。风扇装置只需要产生足够的推力就能把负载提升到要求的高度。在另一种情况下，气体可以为卸载的车辆提供正浮力，尽管这可能需要在卸载时增加用于拴系或锚定车辆的装置。

外壳内的气体优选但非本质上是比空气轻的气体，例如氢气；例如，空气可以用在信封中。在这种情况下，可以提供加热空气的装置来提供升力。

在本发明的优选实施例中，车辆包括用于控制由风扇装置提供的推力矢量方向的装置，以控制车辆的姿态。

另一个实施例提供了通过空气流过外壳顶面进入穿过外壳的通道的所谓摆动效应产生额外升力的装置。

附图简述

为了更清楚地理解本发明，现在将参考附图，这些附图通过示例的方式示出了本发明的多个优选实施例，其中:

图 1 是根据本发明第一实施例的飞行器的俯视透视图;

图 2 是对应于图 1 的仰视透视图 1;

图 3 是图 1 和 2 所示车辆的垂直剖视图 1 和 2;

图 4 是根据本发明第二实施例的车辆的仰视透视图;

图 5 是对应于图 1 的平面图 1，部分在截面;

图 6 是图 1 和 2 所示车辆的垂直剖视图 4 和 5; 还有,

图 7 是沿图 7-7 线的垂直剖视图

6.

优选实施例的描述

首先参考图 1 和 2 参照图 1 至 3，飞行器通常由附图标记 20 表示，并且包括具有大致圆环形状的外壳 22。总体用 24 表示的通道分别在封套的顶面 26 和底面 28 之间延伸。外壳包含一种比空气轻的气体(实际上是氢气)。

图 1 和 2 所示的风扇装置参考图 1 和 3，总体上用 30 表示，由外壳承载，并被布置成引导空气向下通过通道 24，以产生向下导向的推力，用于提升

QQ475725346
禁止转载

信封。在这种情况下，提供了两个风扇 32 和 34，它们分别由各自的室 60 包含两个堆叠的反向旋转的空转风扇 62、64，它喷气发动机 36 和 38 驱动。可以以已知的方式控制发动机来改变推力们可围绕室 60 的中心线旋转。这些风扇被设计成在来自风扇 32、34、5 的空气的影响下以相反的方向转动，并且用于

车辆配备有一对喷气发动机 42 和 44 形式的推进单元将空气混合成均匀的、向下的气流。该气流进入稍微呈圆它们由外壳承载，并被布置成大致横向推进车辆。锥形的导管构件 66 内的排放导管，在导管构件 66 的中心悬

现在更具体地参考图 1 如图 3 所示，封套 22 基本上挂着钟形导管构件 68。这两个构件在它们之间限了一个狭包括一个非刚性的不透气囊 46，该袋 46 具有大致环形的窄的导管 70，该导管通常是中空的圆锥形，并且在圆环体的形状；该袋通常通过压力下的氦气保持充气状态。袋底部限定了一个环形空气出口喷嘴 72。因此，空气以围子 46 由聚合材料制成，在该实施例中，该材料以商标绕钟形构件 68 周边的环形流或帘的形式离开喷嘴 72。

MYLAR 出售。一个马鞍，它的形状也许在图 1 中可以构件 68 在其顶点处悬挂在万向接头 74 上，该万向接头 74 看得最清楚 1 延伸穿过袋子的顶部，并为风扇 30 和 32 承载在轴的下端，两个风扇 62 和 64 围绕该轴旋转。万向节以及驱动它们的发动机提供支撑。鞍座通常由附图标记 74 允许钟形构件 68 相对于外部构件 66 横向偏转，以改变嘴 72 的形状，从而改变从喷嘴流出的空气幕的构造。通过 48 表示，并包括细长的中心部分 48c，该中心部分 48c 通常沿圆环的直径方向延伸，风扇 32、34 和发动机 36、38 由该中心部分支撑。中心部分 48a 的延续部分 48b 沿着袋子的侧面向下延伸一部分，并承载发动机 42 和 44。以这种方式改变气流的配置，可以在飞行中控制飞行器的姿态。这就完成了

发动机通常设置在穿过环面的中间平面上。鞍座还包括 25 由围绕喷嘴 72 的周边以 120° 相互间隔开的三个致动器驱动。其中两个致动器在图中可见 3，由附图标记 76 表示。参见图中右侧的致动器如图 3 所示，每个致动器由外导管构件 66 承载，并包括操作构件 78，该操作构件 78 向内延伸并在其外端连接到钟形构件。每个致动器包括由车辆鞍座 48 携带的合适控制设备(未示出)操作的快速动作步进电机。

3. “ ” 与通道 24 的底部相邻的是第二环形构件 50，该构件在替代实施例中，致动器 76 可以由其他形式的致动器代替，的横截面也是弓形的，通常与袋子 46 的曲率一致。袋例如液压缸。

子通过粘合剂固定到底部构件 50 和鞍座 48 上，使得该包括导管 56、58、腔室 60 以及构件 66 和 70 的导管构件和鞍座部分地支撑处于膨胀状态的袋子。组件可以全部由与鞍座 48 和底部构件 50 相同的材料形成为

鞍座 48 和构件 50 是典型地由环氧树脂基体和芳族聚结合结构。拉线 79 相对于鞍座 48 和底部构件 50 稳定导管组件。酰胺纤维形成的粘合结构，例如以商标 KEVLAR 出售的那些。也可以加入玻璃和/或碳纤维。其他替代材料是铝和钛。两个喷气发动机 36 和 38 分别位于鞍座 48 中心部分

气囊 52 设置在环面 22 内，并包括通常设置在环面中心线上的封闭管状结构，并通过用 54 表示的支撑线保持就位。袋子 52 包含空气，并且可以充气或放气以控制封套的浮力，这在航空船中是常规的。当气囊 52 膨胀时，气囊 46 内氦气的密度增加，降低了其浮力。相反，气囊 52 的放气允许氦的密度降低，增加其浮力。发动机本身基本上是传统的飞机型喷气发动机，通过！相

合适的气泵、动力源和控制设备当然将设置在车辆中，用于给气囊 52 充气 and 放气。该设备将从交通工具的鞍座 48 上携带，但是为了简单起见，没有示出，因为它应驱动轴 88 和 90 的合适齿轮箱 50 分别连接到相关的风扇 32 和 34。合适的角度驱动装置 92 和 94 将驱动轴连接到风扇轴上。

钟形构件顶点处的万向节 74 68 也用作从车辆悬挂 55 个负载的连接点。如图 2 所示 3、an attenuator 96 悬挂在万向节 74 上，并从车辆向下延伸，如线 98 所示，用于连接车辆下方的负载。衰减器 96 采用液压缸的形式，per- 60 在悬架中形成减震功能！线。典型地，衰减器将非常短，并且电缆或其他悬挂元件将从衰减器向下延伸，用于实际承载负载。

继续参考图 1 如图 3 所示，可以看出，每个提升风扇 32、34 支撑在鞍座 48 上，位于从鞍座向下延伸的相关导管 56、58 上方。两个导管 56、58 在圆形腔室 60 处汇合，该圆形腔室 60 通常位于环面 22 的中心。用于在空气中横向推动车辆 65 的两个发动机 42 和 44 也基本上是传统的喷气发动机，并且定位在环面的径向相对侧，用于操纵车辆。发动机是可逆的。

QQ475725346
禁止转载

现在将参考图 1-3 图 4、5 和 6 描述了本发明的第二实施例。在这些视图中，带撇号的附图标记将用于表示与图 1-3 中所示的部件相对应的部件 1 比 3。

5

图 1 和 2 所示的车辆图 4 至图 6 具有与前面视图所示的车辆相同的主要部件，即限定中心通道 24' 的环形外壳 22' 和推进装置，在这种情况下，推进装置由四个总体上向后指向的喷气发动机 100 表示。

主要参考图 1 如图 6 所示，将会看到，圆环形状的封套 22' 大体上类似于前面视图中的封套 22，尽管横截面形状略有不同，并且前面实施例中的鞍座 15、48 已被省略。圆环体本身可以具有与前述实施例相同的结构，并且如果需要，可以具有作为袋 52 的内部气囊。在图 1 的实施例中，风扇装置 20、30' 不是设置在通过旅游路线的通道的顶部 6 位于通道的底部，并通过通道向下吸入空气。

在通道 24' 的顶部是一个构件 102，该构件 102 具有大致倒圆锥的形状，具有凹入的轮廓和平坦的底部。该构件被布置成使得其基部通常被布置在与环面的顶面相同的平面内，以便当车辆在空气中移动时最小化阻力。该构件由在它和封套 22' 之间延伸的拉线 104 定位，并且 30 定位成其凹面与封套 22' 的相对表面间隔开，使得通道 24' 的形状实际上限定在封套和构件 102 之间。如在水平截面中所见，通道具有环形形状，直径为 35°，朝着环面的顶部逐渐增加，在那里通道向外张开，并与封套的顶面平滑合并。构件 102 被布置成使得环的宽度朝着环面 41 的顶面稍微减小)，通常在图 1 中箭头 106 所示的区域中 6 所示，以实现文丘里效应，使得进入通道 24' 的空气速度加快。因此，由风扇装置 30' 吸入通道的空气在圆环体顶部的凸形轮廓 45(标记为 108)上被吸入，并被加速，在表面 108 上方产生低压区，该低压区倾向于增加施加在封套上的提升力。换句话说，产生了“机翼”效应，增加了作用在车辆上的升力。

51)

可以为倾斜构件 102 提供改变通道 24' 形状的装置，以控制车辆的稳定性和/或倾斜度。这些装置可以基本上类似于前述实施例中用于导管构件 68 的致动器。

55

在替代实施例中，可以省略构件 102。

车辆的风扇装置 30' 由“吊舱”结构 110 支撑，吊舱结构 110 又承载在构件 112 的下端，构件 112 设置在穿过外壳 22' 的通道 24' 内。构件 112 具有倒锥形的大致形状，当封套 22' 完全膨胀时，其上端的直径大于通道 24' 的最小直径，使得构件倾向于被封套保持在通道 65 的凹道中。构件 112 的下端在车辆的中心线 C 上限定通道 24' 的排放口。信封也是 se-

通过粘合剂固化到构件上。封套延伸到构件 112 的下边缘，因此在该实施例中具有梨形水滴的大致形状。已经发现这种布置将应力均匀且直接地分布到封套表面，并且避免了如本领域中常规的那样需要拉线来将载荷贴片固定在封套上在另一个实施例中，封套本身可以是不完全的圆环形状，并连接到构件 112 的上端和船首的外端，例如在图中的点 A 和 B 处 6。构件 112 和吊篮必须设计成实际上完成圆环体。据信，这种构造将在降低外壳上的最大应力方面提供优势，因为应力将施加在更大的直径区域上。

吊篮 110 具有中心开口 114，该开口 114 具有与构件 112 的下端基本相同的直径。风扇装置 30' 采用风扇 116 的形式，其旋转轴线与构件 112 和通道 114 的轴线重合。

风扇 116 由“星形”结构 120 支撑，该“星形”结构 120 包括四个臂 122，这四个臂 122 通常相互成直角设置。从开口 114 的中心向外延伸穿过吊篮 110。该结构通过臂 122 延伸穿过吊篮的壁而保持在适当的位置，如图 2 中吊篮的左手侧所示 6。应当理解，在该视图中，吊舱被示出为围绕剖面线 124 部分剖开；剖面线右侧的图部分示出了包括推进单元 100 之一的一部分的吊舱的外观，而中心线左侧的图部分示出了剖面中的吊舱结构。该视图的后一部分清楚地表明，吊篮包括限定开口 114 的内壁 110a 和从内壁 110a 的下端向上向外延伸的外壁 1106。星形结构 120 的臂 122 延伸穿过这两个壁中的开口。如果需要，臂可以由合适的保持装置(未示出)保持。

吊篮的两个壁 110a 和 1106 之间的空间可用于容纳控制设备、燃料箱、电源等。或者甚至用于在大型车辆中运送乘客。为了说明起见，窗口已经在 125 处示出，但是，当然，不一定需要存在。

吊篮结构和构件 112 被制成结合的基体/纤维结构，如前面结合前述实施例所讨论的。

每个推进单元 100 安装在一个星形结构臂 122 的外端。图 7 是一个典型的推进装置的垂直剖面图。该单元包括围绕可逆电动机 128 的外壳 126，可逆电动机 128 由来自外壳 126 的支柱 130 支撑。电机有一个从电机外壳两端伸出的驱动轴，该轴的两端各装有一个螺旋桨。这两个推进器在图中分别用 132 和 134 表示 7，并且彼此成 90° 定位。推进器的叶片被设计成在马达转动的任何方向上产生相等的推力。

可逆电动机可能不适合大型车辆。替代方案是带有可逆传动系统或装置的气体或喷气发动机

使用两个引擎。另一种可能性是使用管道空气系统(矢量推力)。还有一种可能性是使用带有可变螺距螺旋桨的不可逆马达或发动机,该可变螺距螺旋桨能够被控制以选择性地向前或向后提供推力。

图4示出了四个推进单元100的相对方位。可以看出,这些单元围绕车辆的垂直中心线C相互间隔90°,并且定向成使得每个单元的推力矢量通常与画在该中心线上并穿过所有四个单元的假想圆相切。已经发现,推进装置的这种定向与上面讨论的可逆性特征相结合,使得飞行器在飞行中具有相当大的机动性。在另一个实施例中,可以使用三个围绕吊舱等距分布的推进装置。

同样,必须为推进装置提供合适的控制设备,但基本上是常规的,因此没有详细示出。

总之,上述形式的飞行器既从飞行器的环形外壳内的气体中获得升力,又从升力风扇或25个风扇中获得升力,这些风扇为改变飞行器的高度提供容易控制的矢量推力。还提供横向运动所有方向(包括左、右和偏航)的独立控制。此外,图1和2的实施例图5至图7中的示例由于空气流过环面顶面的“机翼效应”而提供了30°的额外升力。

在实验中已经发现,最终的飞行器是稳定和可控的,并且能够提升有用的、重要的有效载荷。

35

举例来说,可以设想,根据本发明的车辆可以构造成具有140英尺的包络直径和55英尺的包络高度、4000英尺的工作高度和每小时40米的最大前进速度。这些尺寸40当然仅作为示例给出,并且在实践中可以变化。该车也可以制造成相对较小的规模,用作玩具。

当然应该理解,前面的描述仅涉及本发明的特定优选实施例45,并且在本发明的广泛范围内许多修改是可能的。例如,前面提到的具体材料仅作为例子给出,不应被认为是限制性的。显然,负载悬挂在车辆上的方式也可以变化;虽然在车辆中心线上的悬挂是优选的,但是负载可以以其他方式悬挂,例如在第一实施例中从鞍座悬挂,或者在第二实施例中从吊舱的外围55点悬挂。

在图示的实施例中,车辆的外壳由聚酯薄膜织物形成,当然对这种特定的织物没有限制;在本发明的广泛范围内,封套甚至可以是刚性的。

在图1和2的实施例中参考图1、2和3,用于控制车辆姿态的布置可以改变,使得外导管构件66可以相对于内导管构件68、65移位,而不是所示的相反布置。

车辆中使用的发动机和马达不必是上面具体描述的类型。例如,第一实施例中的发动机36和38不必是喷气发动机。

最后,这里使用的术语“环面”应被广义地解释。例

如,该术语包括如图1所示的形状6以及那些导致穿过环面的截面具有椭圆形或扁平椭圆形的形状。在后一种情况下,圆环的形状类似于“飞碟”。

我们声称:

1. 一种飞行器,包括:

外壳,其具有围绕外壳的顶面和底面之间的通道延伸的环面的大致形状,该外壳包含比空气轻的气体,所述通道为倒置的大致截头圆锥形,在其上端附近向外张开,并平滑地合并到环面的所述顶面中,所述通道朝着环面的所述底面向内逐渐变细,到达车辆的垂直中心线上的所述表面中的排放开口;

风扇装置,该风扇装置由外壳承载,并被布置成引导空气向下通过通道,以产生用于提升飞行器的向下导向的推力,该风扇装置是可控制的,以改变推力的大小,从而改变飞行器在飞行中的高度;

推进装置,由外壳承载,并适于车辆的大致横向推进;还有,

吊篮悬挂在所述通道下端的所述外壳上,并支撑所述风扇装置,用于通过所述通道向下抽吸空气并产生所述推力,吊篮限定位于所述车辆中心线上并与所述排放口重合的中心开口,空气通过该中心开口从通道向下引导。

2. 如权利要求1所述的车辆,其特征在于,所述推进装置包括至少三个侧向推进单元,所述单元从外部支撑在吊舱上。

3. 如权利要求2所述的车辆,其中提供了四个所述推进单元,并且所述推进单元通常设置在以所述包络的垂直中心线为中心的圆上,并且被设置成产生推力矢量,每个推力矢量相对于所述圆大致切向延伸,所述单元成对设置,每对中的单元位于所述圆的直径的相对端,并且所述直径相互成直角,并且每对推进单元的推力矢量大致平行。

4. 如权利要求3所述的车辆,还包括由吊舱承载的结构,该结构包括相互成直角设置并从所述中心线向外延伸的四个分支,每个所述分支在其外端承载一个所述推进单元,所述结构通常在所述中心线上承载所述风扇装置。

5. 如权利要求1所述的车辆,其特征在于,所述通道包括一个连接到外壳上的倒置截头圆锥体形状的刚性构件,所述吊篮悬挂在该刚性构件上。

6. 一种飞行器,包括:

外壳,具有围绕外壳的顶表面和底表面之间的通道延伸的环面的总体形状,该外壳包含比空气轻的气体;风扇装置,该风扇装置由外壳承载并被布置成引导空气向下通过通道

产生用于提升飞行器的向下导向推力, 风扇装置改变飞行器在飞行中的推力高度的大小; 可控, 因此推进装置由

适于车辆的大致横向推进; 还有, 信封和支撑在外壳的所述顶面上的鞍座, 该鞍座包括至少一部分, 该部分大致径向延伸穿过外壳的所述顶面并承载所述风扇装置, 位于所述直径部分的相对端的部分至少部分地向下延伸到外壳的相对侧, 并且每个部分承载大致设置在外壳的水平中间平面上的推进单元, 所述推进单元限定车辆的所述推进装置,

所述风扇装置包括并排设置的第一和第二风扇, 其被布置成向下排放到形成所述穿过封套的通道的第一管装置中, 所述导管装置包括各自的第一和第二导管, 每个导管接收来自所述风扇之一的空气, 以及所述导管排放到其中的公共腔室, 所述腔室接收一对堆叠的反向旋转的空转风扇, 用于混合从所述第一和第二导管接收的空气, 所述导管装置还限定了接收来自所述腔室的空气的排放导管, 空气从该排放导管向下引导, 以产生用于提升车辆的所述推力。

7. 如权利要求 6 所述的车辆, 其中所述 dis 装料管道的横截面为环形, 并被限定在相应的内管道构件和外管道构件之间, 在所述排出管道的外端形成环形喷嘴, 所述管道构件中的一个可相对于另一个管道构件横向移动, 以改变所述喷嘴的形状, 用于控制车辆的姿态, 车辆还包括连接到所述可移动管道构件的致动器装置, 用于根据车辆所需的姿态控制其在使用中的位置。

1033 \f 6527

8. 如权利要求 7 所述的车辆, 其特征在于, 所述内导管构件具有钟形的总体形状, 并且在其顶点处悬挂在所述导管内, 由此内导管构件可横向移动以改变所述喷嘴、致动器、包括多个的装置

在围绕所述环形喷嘴间隔开的位置处, 在所述内部和外部管道构件之间延伸的单独致动器, 用于控制钟形内部管道构件相对于外部管道构件的位置, 所述外部管道构件是固定的。

9. 如权利要求 6 所述的车辆, 还包括从所述内部管道构件向下延伸并从其所述顶点悬挂的负载悬挂装置。

10. 一种飞行器, 包括:

外壳, 具有围绕外壳的顶表面和底表面之间的通道延伸的环面的总体形状, 该外壳包含比空气轻的气体;

风扇装置, 该风扇装置由外壳承载, 并被布置成引导空气向下通过通道, 以产生用于提升飞行器的向下导向的推力, 该风扇装置是可控制的, 以改变推力的大小, 从而改变飞行器在飞行中的高度; 还有, 推进装置, 由外壳承载, 并适于车辆的大致横向推进;

其中所述通道在其上端附近向外张开, 并平滑地并入所述环面的顶面, 使得进入所述通道的空气在所述顶面上向内流动, 并且其中车辆还包括设置在所述通道上端中央的构件, 并且成形为使得所述通道的上部在横截面上是环形的, 并且包括变窄的环形部分, 该环形部分提供文丘里效应, 用于在所述环面的所述顶面上引起诱导空气的加速流动, 以产生升力, 所述中心构件包括非刚性的可膨胀构件, 该可膨胀构件包含比空气轻的气体, 以有助于车辆的浮力。

11. 如权利要求 10 所述的车辆, 其特征在于, 所述中心构件具有大致倒圆锥形的形状, 该倒圆锥形具有凹形轮廓和平坦的底部, 所述底部大致设置在包含外壳的最上表面的平面内, 用于最小化所述构件在使用中引起的阻力。

***\$

哎哟

[45]专利日期:

1988 年 9 月 27 日

[54]高速垂直起降飞机

[76]发明人: 加利福尼亚州长滩市东海洋大道 700 号
1604 号, 邮编:90802”

[21] 应用。编号: 5, 696

[22] 归档: 1987 年 1 月 21 日

[51] Int. Cl? B64C 29/00; B64C 39/06

[52] 美国类 244/23 C

[58]搜索范围 244/23 C, 23 R, 12.1,
24-4/12.2, 73° C, 17.11, 23 B, 23d; 416/20
R, 20 A

[56]引用的参考文献

美国专利文件

2,667,226	1/1954	Dobloff.....	416/00	R
2,863,621	11/1958	Davis	244/23	C
2,988,152	6/1961	Katzenbeger et al.....	4^00	R
3,182,929	5/1965	lemAerrverr.....	244/23	C
3,327,969	6/1967	Head	416/20	R
5/1970 麦克吉尼斯 244/12.2				

主考官——盖伦·赤脚

助理审查员——罗德尼·科尔

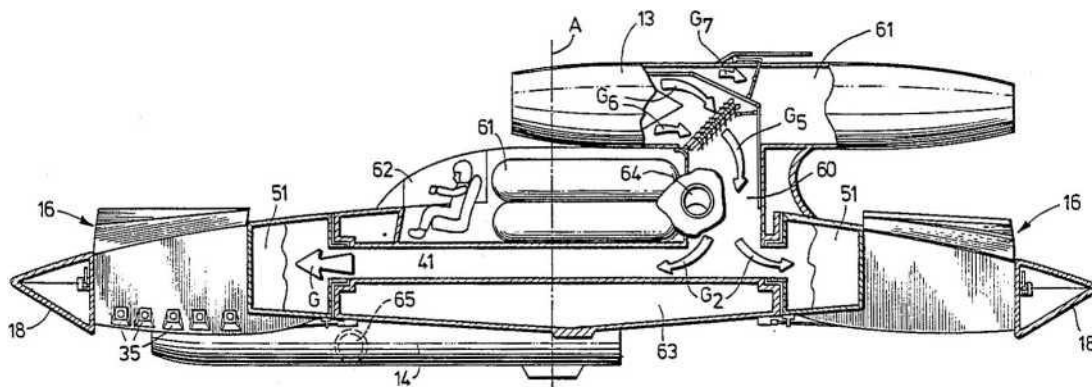
律师、代理人或事务所——金和席克利

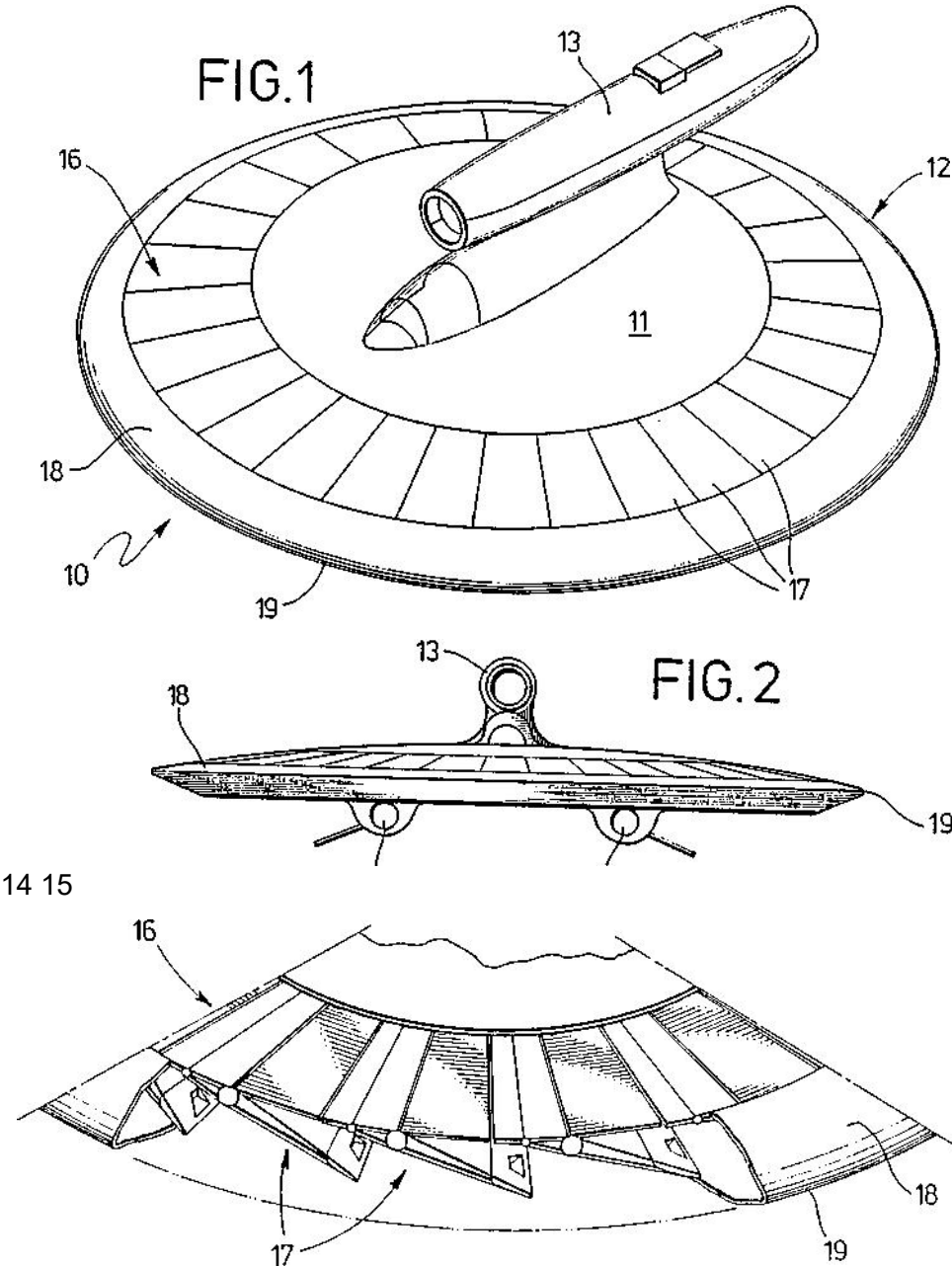
[57]摘要

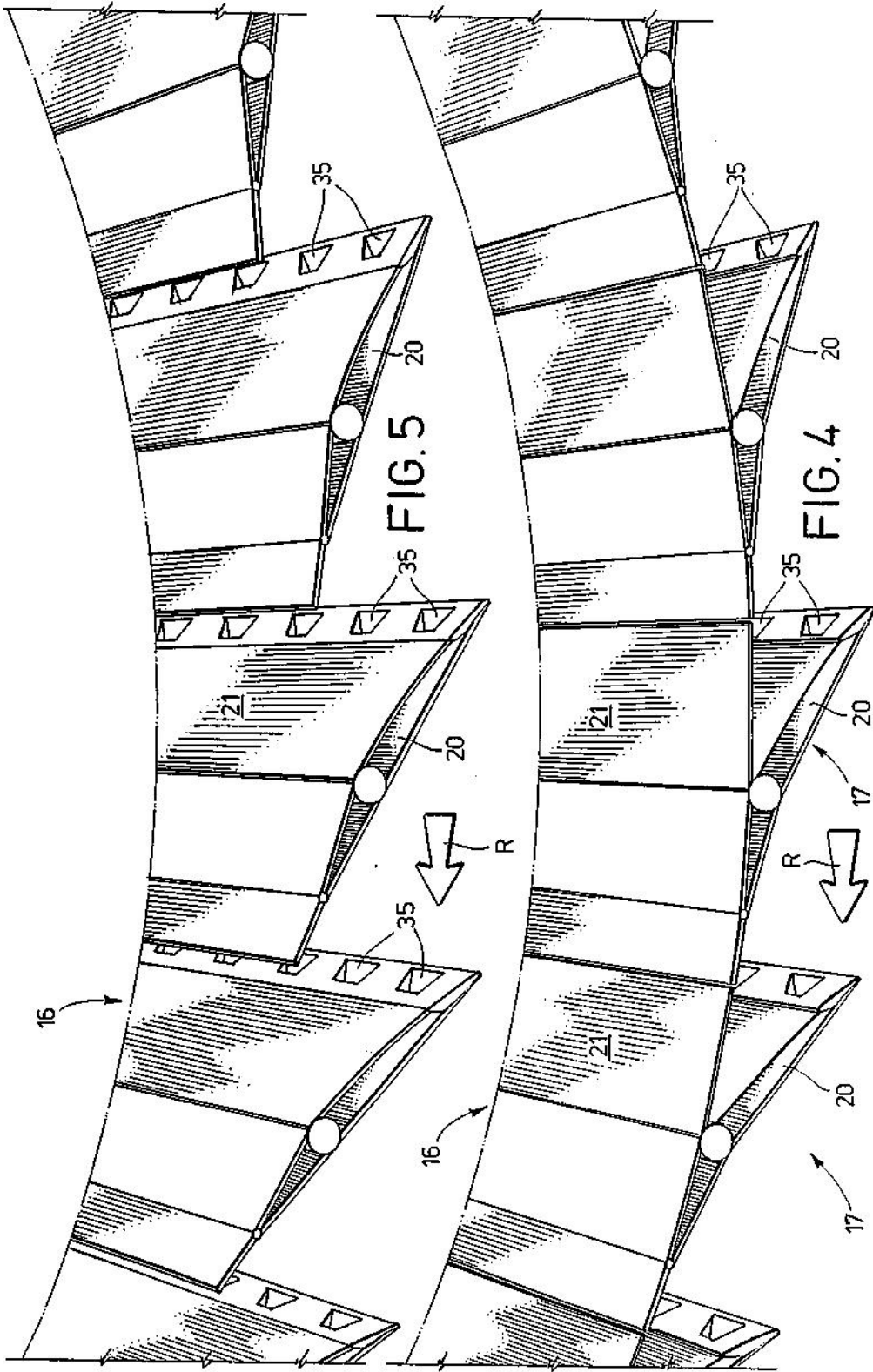
一种高速垂直起飞和着陆(HSVTOL)飞机, 包括具有环
形转子的盘形主体, 该环形转子具有由重定向喷射废气

驱动的可旋转风扇组件。可旋转风扇组件包括风扇叶片, 每个风扇叶片具有可移动的翼型部分和固定的襟翼部分, 喷嘴位于后缘上。低压充气式 O 形密封圈和轴承沿着圆盘形主体和转子之间的迷宫式界面定位。转子的可旋转风扇组件连接到接收热废气的环形增压室。对于垂直飞行, 基本上所有涡轮喷气发动机的热废气都通过主旁路和控制旁路门重新导向增压室。位于转子中可旋转风扇组件上游的会聚导管接收热废气并将热废气从增压室引导至连接到喷嘴的径向延伸的进料管。转子通过喷嘴排出的废气产生的反作用力绕盘状体旋转。飞机的升力主要由风扇组件的作用提供; 而且还受到来自喷嘴的热气体的反作用力的影响。垂直飞行中的主要升力来自于打开叶片的可移动翼型部分, 将环境空气吸入风扇组件, 并引起经过固定襟翼部分的下洗, 这又提供了升力。风扇叶片的可移动翼型部分的节距可以改变以调节升力。对于水平飞行, 可移动的翼型部分逐渐关闭, 以产生空气动力学的低阻力盘。喷气发动机内的旁通门打开, 以允许正常的喷气操作, 并切断流向风扇组件的气流。在水平飞行期间, 风扇组件保持足够的转速, 以保持回转稳定性。陀螺姿态控制是通过飞机飞行的所有阶段实现的, 包括垂直和水平。具体而言, 眼球阀被选择性地和周期性地操作, 以调节从喷嘴沿着叶片的下边缘喷射的热废气, 从而根据需要做飞机俯仰和滚转。

15 项权利要求, 6 张图纸







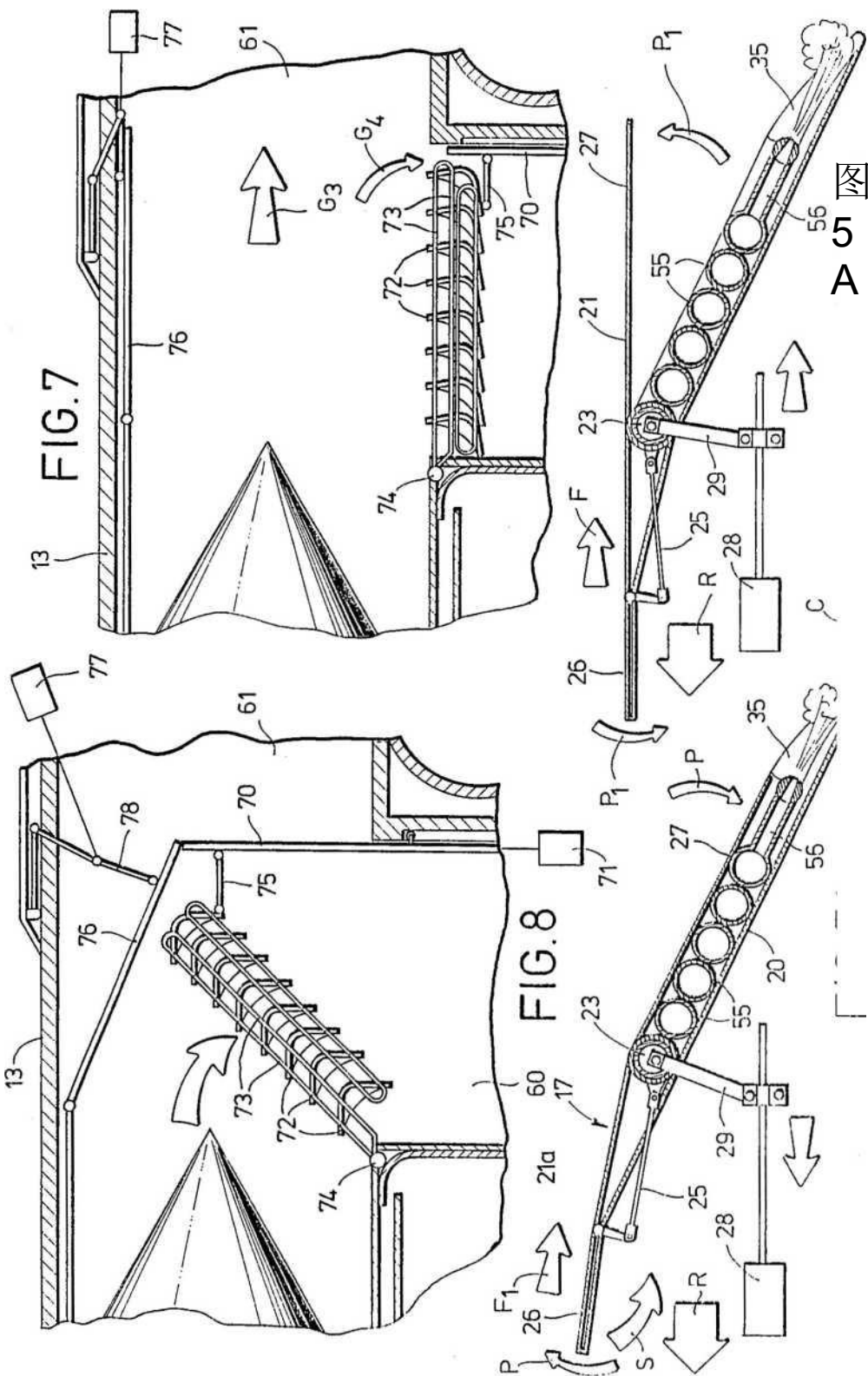
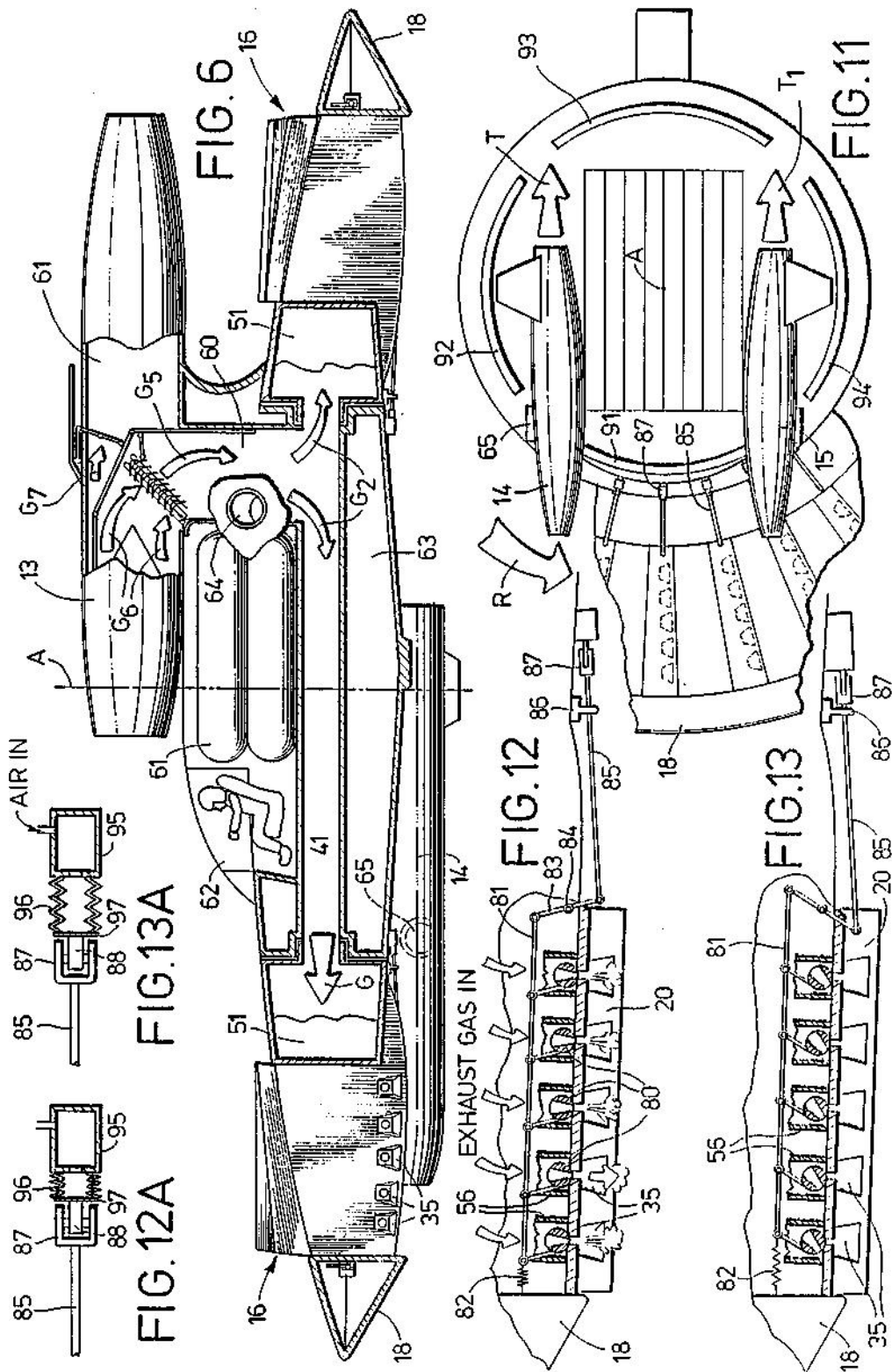
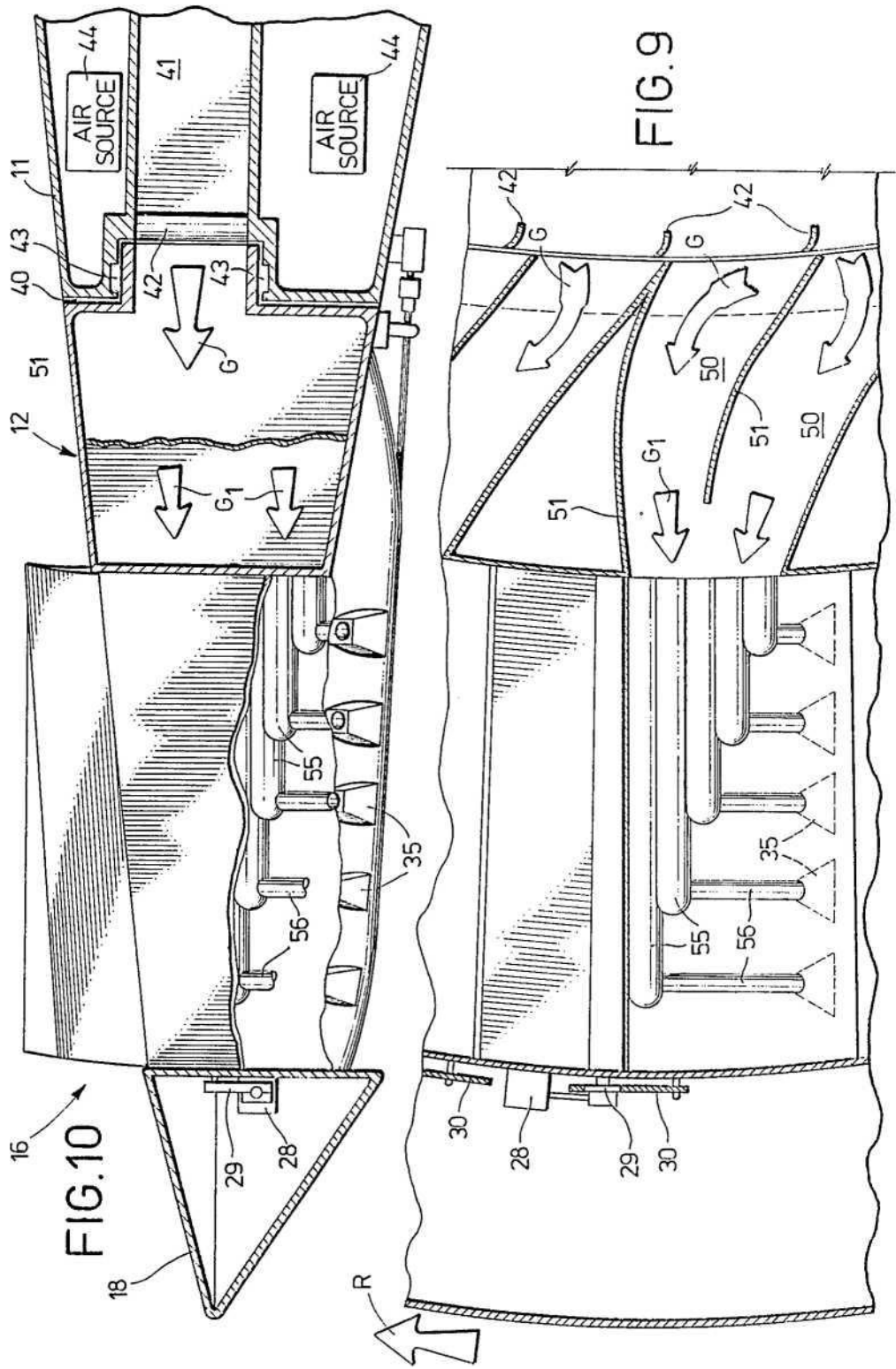
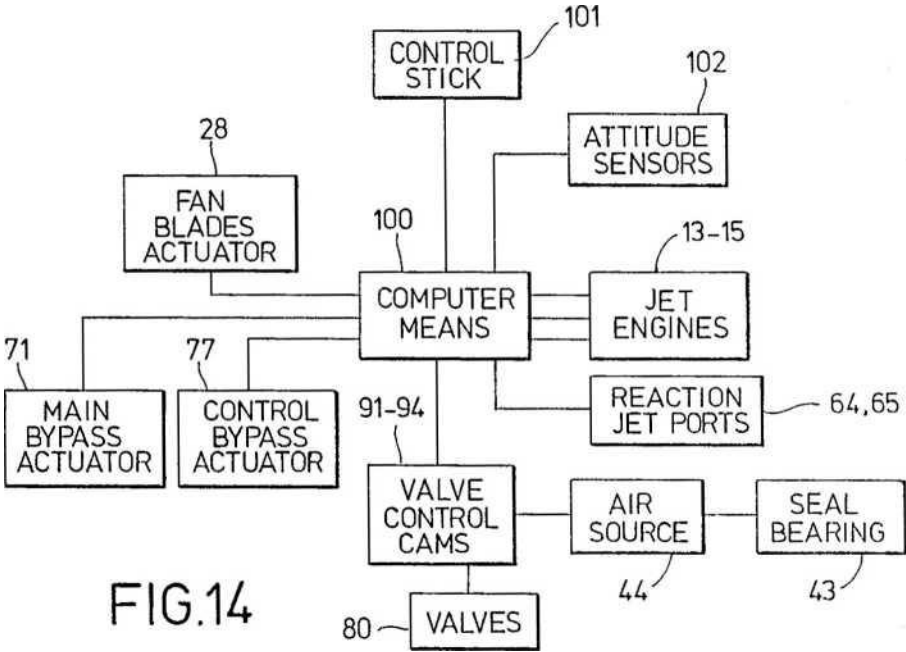


图 5A



QQ475725346
ONE OR ET





1 高速垂直起降飞机

发明背景 5

本发明涉及飞机，更具体地说，涉及一种具有垂直起降能力和高速水平飞行的飞机。

众所周知，传统的高速有翼飞机需要很长的跑道来起飞和降落。起飞和着陆所需的长跑道有许多明显的缺点。其中一个缺点是战区空军基地的脆弱性。通过简单地摧毁跑道的一部分，一个¹⁵人的敌人可以有效地关闭一个空军基地。这可能会产生灾难性的影响，因为它会消除从这个位置攻击的能力，通常会阻止空军基地的人员离开，并阻止进入的补给。

另一个重大的军事缺点是常规跑道造价昂贵，需要相当长的时间来建造，因此，大多数空军基地都是在离前线相当远的地方建造的。由于这个原因，仅仅是将飞机飞到战斗区域就需要相当多的时间和费用。²⁵

由于需要一条跑道来起飞和降落，传统的飞机必须排队等候起飞或降落，从而在军事和国内航空旅行中造成大量时间浪费。

作为跑道要求的直接结果，常规飞机也容易在 30 种恶劣天气条件下出现延误。交通控制更加困难，冰雪甚至会导致跑道长时间关闭。

就国内航空旅行而言，上升和下降的飞机所产生的噪音和所需的净空，迫使机场不得不建在离它们所服务的大都市地区相当远的地方。建造长的起飞和着陆跑道所需的大面积土地也迫使机场 40 远离大都市地区建造。在许多情况下，都市区已经扩大到包括机场，从而限制了机场的发展，并造成了严重的安全和健康问题。

45

当然，常规直升机凭借其垂直起降能力，克服了这些问题，但也不是没有自身的缺点。目前，直升机的射程受到很大限制。与有翼飞机相比，直升机的有效载荷也受到一般的严格限制；此外，由于有翼飞机的设计产生了更大的空气动力阻力，所以与有翼飞机相比，它们的水平速度要低得多。

为了增加水平速度能力，已经设计了许多垂直起飞和着陆 55 飞机的方案。其中一个方案是让飞机以类似航天飞机的垂直姿态起飞，然后旋转到水平姿态进行高速飞行。另一种设计是通过为垂直和水平推力提供单独的发动机，允许 60 飞机以水平姿态起飞和降落。通过引导热排气 65 气体，在垂直和水平飞行中使用相同的发动机也获得了水平姿态的起飞和着陆；即旋转发动机或改变发动机推力的方向。如上所述，现有高速垂直起降飞机设计的几个例子是沃特 TF-120、麦克唐纳·道格拉

斯 279-3 和通用动力公司 E-7。在每种情况下，垂直飞行的升力完全是由矢量排气的反作用力获得的。

因此，尽管目前有相对大量的高速垂直起落飞机设计，这些飞机的原型还没有完全克服传统直升机的航程、有效载荷和速度的缺点。此外，这些高速垂直起落飞机或旋翼机也有其固有的问题。一个问题是垂直起飞所需的推力是常规飞机所需推力的两倍以上，因此，所需的发动机在高燃料消耗的情况下基本上是两倍重，并且购买和维护费用昂贵。一些设计提出了额外的推力，同时通过使用加力燃烧室来最小化费用。然而，加力燃烧室会产生非常热的废气，这会缩短发动机寿命并损害着陆垫表面。此外，废气中的热量有时会向上反射，并被吸回发动机，导致功率损失。

目前高速垂直起落飞机设计的另一个问题是，在垂直和水平飞行过程中，飞机缺乏有效的姿态控制。目前最广泛使用的姿态控制方法是纯反作用控制系统，在该系统中，喷流的排气喷嘴只是简单地移动。这以使飞机俯仰和/或滚转所需的方式改变了热废气的方向。通常，这个控制系统与一个独立的小型压缩空气控制喷嘴系统相连。由于这些现有飞机缺乏稳定性，通常两者都需要。这增加了飞机的成本，并且通常是低效的。

为了使目前的高速垂直起落飞机利用所述的反作用喷气实现垂直飞行，有必要使喷气发动机尽可能靠近重心。这种设计要求大大增加了控制问题和飞机在水平飞行时的阻力。最后，在起飞和着陆期间，集中的垂直废气流直接从喷气发动机中排出，导致地面上的松散物体弹起，导致飞机损坏，通常称为异物损坏(FOD)。

发明概述

因此，本发明的主要目的是提供一种改进的垂直起飞和着陆飞机，其在垂直和水平飞行中都具有增强的控制能力，并且在包括超音速的水平飞行中具有高速、低阻力的能力。

本发明的另一个目的是提供一种高速垂直起落飞机，其航程和有效载荷能力与水平起飞和着陆的常规飞机相当。

本发明的另一个目的是提供一种具有增强的垂直起飞能力的高速垂直起落飞机，其具有积极的姿态控制，而不主要利用向下的热废气。

本发明的另一个目的是提供一种高速垂直起落飞机，其包括外围旋翼，该外围旋翼包括风扇组件，该风扇组件具有可操作的风扇叶片，以在垂直飞行期间提供主要的向上升力并最小化外来物体的损坏。

本发明的另一个目的是提供一种能够在飞行的所有阶段基于陀螺原理进行控制的高速垂直起落飞机。

本发明的另一个目的是提供一种垂直起落飞机，该飞机在垂直和水平飞行操作中通过回转作用稳定。

本发明的又一个目的是提供一种高速垂直起落飞机，其中姿态控制是通过旋转风扇叶片上的喷嘴的不同推力来获得的，这导致飞机的陀螺进动。

本发明的另一个目的是提供一种垂直起落飞机，它能以相同的姿态有效地进行垂直和水平操作，并在两种操作之间平稳过渡。

本发明的其他目的、优点和其他新颖特征将在下面的描述中部分地阐述，并且部分地将通过下面的研究对本领域技术人员变得显而易见，或者可以通过本发明的实践来了解。本发明的目的和优点可以通过在所附权利要求中特别指出的手段和组合来实现和获得。

为了实现前述和其他目的，并且根据本文所述的本发明的目的，一种特别适用于超音速的改进的飞机具有高效的垂直起飞和着陆能力。在本发明的一个方面，提供了一种盘形主体，喷气发动机安装在该主体上。进给导管从每个喷气发动机延伸到增压室中，该增压室接收热废气并将热废气重定向到主体的外周。转子围绕外周延伸，接收来自增压室的热气体。

转子包括具有多个径向向外延伸的翼型叶片的风扇组件。位于风扇组件上游的转子中的会聚导管接收来自增压室的热废气，以便传送到风扇叶片中的通道。然后气体从风扇叶片后缘的喷嘴喷出。喷嘴排出的热废气为风扇组件的旋转提供推力，而风扇组件的旋转又为垂直起飞/着陆模式下的飞机提供升力。由于升力主要是通过风扇作用获得的，即通过空气的下洗在风扇叶片顶部产生升力，所以不会出现使用直接发动机推力的不利影响，例如外来物体损坏(FOD)，由于吸入热废气和燃烧着陆垫区域而导致的动力损失而导致的向下吸入。

在本发明的另一方面，风扇叶片包括固定部分和可移动部分。可移动部分的间距可以变化，以便调节期望的垂直提升。对于水平飞行，风扇叶片的可移动部分是关闭的，以产生一个低阻力的空气动力盘，能够以超音速飞行。喷气发动机的基本上所有排气都可以通过发动机排气喷嘴改变方向，以最大化水平飞行能力。

在本发明的另一特定方面，提供阀装置用于循环控制热气从风扇组件上的喷嘴的喷射，从而提供飞行器的姿态控制。这些阀装置，优选为可旋转的眼球阀，由位于

圆盘形主体外围的象限中的气动凸轮控制。当转子围绕身体旋转时，由凸轮启动的操作连杆循环控制眼球阀。阀门驱动提供的差动推力使飞机轴线产生陀螺进动。根据陀螺仪原理，当一个喷嘴阵列的阀关闭时，该特定象限中的推力减小与其他象限中的推力增加相结合，从而在与其间隔大致 90 度的象限中提供滚动和/或俯仰动作。

喷气发动机可以与反作用喷口一起以差动推力运行，以提供抵消转子旋转动作所需的反扭矩。

在本发明的又一个方面，在喷气发动机中提供主旁路和控制旁路门，以将热废气导入进给管道，然后导入增压室。基本上所有的废气都进入转子，并通过风扇叶片上的喷嘴阵列喷出，在垂直操作顺序期间为转子提供最大的旋转。主旁路门首先关闭，提供气体的初始改向，在转子加速后，控制旁路门关闭，提供平稳过渡。优选地，转动叶片设置在进给导管和喷气发动机喷嘴之间的接合处，以在旁通门关闭时帮助废气的重定向。

转子通过迷宫式密封与盘形本体相连，迷宫式密封可包括低压充气密封/轴承。

转子上的外环容纳用于风扇叶片的可移动翼型部分的操作曲柄和致动器。为了获得最大的垂直升力，翼型部分打开最大的量，以增加空气的质量流量和速度。当打开时，可移动翼面部分的尾部与固定翼面部分的上表面重合，从而在整个风扇叶片的顶部提供高效的翼面。当关闭时，可移动叶片部分密封整个风扇组件区域，从而在盘形飞机的整个上表面上形成低阻力的空气动力学表面。

对于本领域的技术人员来说，从下面的描述中，本发明的其他目的将变得显而易见，在下面的描述中，简单地通过说明最适合于实施本发明的模式和替代实施例之一，示出和描述了本发明的优选实施例。如将认识到的，本发明能够有其他不同的实施例，并且其几个细节能够在各种明显的方面进行修改，所有这些都不脱离本发明。因此，附图和描述将被认为是说明性的，而不是限制性的。

附图简述

并入本说明书并构成其一部分的附图说明了本发明的几个方面，并与说明书一起用于解释本发明的原理。在图纸中：

图图 1 是本发明的垂直起飞和着陆飞机的透视图，示出了盘形飞行器的空气动力学设计，并且风扇组件对于水平飞行完全关闭；

禁止转载

图2是图1的飞机的正视图1；

图3是本发明飞机的局部前透视图，其中转子的外环沿前缘剖开，以示出关闭时风扇叶片的位置；5

图4是类似于图1所示的风扇叶片的放大透视图3，风扇叶片处于关闭位置并沿飞机上表面密封；

图4A是可移动部分处于关闭位置的风扇叶片10的剖视图；

图5是类似于图1的放大视图但是风扇叶片显示为处于打开位置，用于将环境空气吸入风扇组件，并且当空气流过风扇叶片的上翼面时提供升力；

图5A是风扇叶片的剖视图，示出了处于升起或打开模式的可移动翼型部分；

图6是飞机的部分横截面侧视图，示出了中心的机身和转子，风扇组件围绕外周，风扇叶片处于打开位置；

图7是位于打开位置的喷气发动机的主旁通门和控制旁通门的放大详图；

图8是处于关闭位置的主旁路门和控制旁路门的放大视图，该主旁路门和控制旁路门将热废气导入飞机的进气道；

图9是沿着穿过转子的基本上水平的平面截取的放大的局部剖视图30；

图10是沿转子的基本垂直平面截取的放大剖视图；

图11是飞机的仰视图，仅示出了转子的35°局部截面和用于循环控制从喷嘴喷射热气的凸轮的位置；

图12是显示用于控制从40个喷嘴喷射的眼球阀和控制连杆的剖视图；\ \ lang 1033 \ \ f 6527

图12A是将阀定位在打开模式的控制凸轮的放大剖视图；

图13是局部剖视图，示出了处于切断45°废气流位置的眼球阀；

图13A是凸轮的放大剖视图，其中凸轮板延伸以实现眼球瓣膜的切断；和

图14是显示本发明飞机控制系统的方框示意图。

现在将详细参考本发明的当前优选实施例，其示例在附图中示出。55

发明详述

现在参考图2在附图的图1中，示出了飞行器10，其包括中央盘状主体11和外部环形转子12。涡轮喷气发动机13安装在机身11的顶部。参照图2如图2所示，一对喷气发动机14、15可以安装在机身11的下侧。

如图2所示如图1中更清楚地所示如图3所示，转子12包括环形风扇组件16，该组件包括多个单独的风扇叶片17。在两个图中图1和图2如图3所示，叶片处于关闭位置，为飞机10提供了平滑的上表面，为高效的

高速水平飞行提供了低阻力的空气动力学表面。外环18呈现空气动力学前缘19，也有助于高效的高速水平飞行(也参见图2)。

如图2和3所示如图4和4A所示，风扇组件16的单个风扇叶片17包括固定翼片部分20和可移动翼片部分21。在叶片的关闭位置，气流直接穿过翼型部分21的上表面，如图中的流动箭头F所示4A。从图中可以明显看出如图4所示，当气流F从前缘19向后穿过盘状体11时，气流F不会被中断。以这种方式，飞机10的空气动力学上表面被保持用于在水平或巡航模式下的有效飞行。如下文将更明显的，在该模式期间，风扇组件确实继续旋转，但是旋转速度比垂直飞行期间显著降低，如旋转箭头R所示，选择在优选实施例的顺时针方向。

为了将风扇组件切换到垂直飞行的最大升力模式，可移动翼型部分27在支撑轴23上沿枢转箭头P的方向枢转(见图2)5A)。风扇叶片17的这种打开允许环境空气沿着上部空气动力学表面被吸入风扇组件16，如图中箭头S所示5A。这种舀取作用导致空气的下洗和翼型部分21的相邻上表面上的速度增加的空气流F_j。因此，该升力以独特且有效的方式提供飞机10的主要升力。

固定在支撑轴23上的是固定连杆25，在风扇叶片的打开位置，该连杆25为可移动翼型部分21a的前部26提供一个稍微向下的角度。前部26的这种枢转动作提供了更有效的翼型形状，从而为每个风扇叶片提供了更大的升力。当轴23沿相反方向旋转以将可移动翼型部分返回到密封位置或风扇叶片17的关闭位置时(见图2)4A)，引导部分26被带回到与翼型部分27的其余部分基本对齐(见枢转箭头P1)。

有利的是，为了进一步改善风扇叶片17的空气动力学性能，尾部27被设计成与固定襟翼部分20的上表面中的凹槽相配合(比较图1和2)。4A和5A)。枢转动作P1是由合适的液压或电动致动器28移动用于关闭/打开动作的杠杆29引起的(见图1和2)。4A和5A)。如图2所示如图10所示，风扇叶片致动器28优选安装在外环18中。致动器28可以为风扇叶片17单独提供，或者几个叶片可以由单个致动器操作。在任一种情况下，叶片的操作通过圆形连接器同步，例如电缆30，如图1所示9，但为了清楚起见，将它们分开。

多个推力喷嘴35形成在风扇叶片17的每个固定翼片部分20的后缘中(特别注意图1和2)4，4A，5，5A)。正是来自喷气发动机13-15的热废气重新定向通过飞机10，从喷嘴35排出，为风扇组件16提供驱动力，引起旋转。如将认识到的，来自发动机的大量热气体

在每个叶片 17 上的喷嘴 35 的阵列中基本平均分配，当然也除以叶片的数量。考虑到这一点，可以认识到，产生了用于转动飞行器 10 的转子 12 的相当大的旋转力，但是来自任何一个单独喷嘴 35 的集中推力被最小化。如上所述，由于风扇作用产生的升力和热气分散在大量喷嘴 35 上产生的推力，本发明的飞机 10 更不容易受到外来物体 10 的损坏和先前的高速垂直起落飞机设计通常遇到的相同类型的其它缺点的影响。然而，由于从喷嘴 35 喷出的热气的推力而产生的向上升力被成功地用于飞机 15 的姿态控制，这将在下面更详细地解释。

迷宫式界面 40 形成在盘形主体 11 和转子 12 之间，如图 2 最佳所示

10 图纸。来自发动机 13-15 的热废气从圆形增压室 41 在 20 处围绕环形开口流动，该环形开口由

多个定子叶片 42。如果需要，可以在由合适的空气源 44 提供的界面 40 处包括组合的可膨胀的 O 形环密封件/空气轴承 43。如图 2 所示如图 10 所示，可以提供上下密封/空气轴承 25 的组合。

风扇组件 16 通过由弯曲叶片 51 形成的会聚传输导管 50 连接到增压室 41(见图 1 和 2)9 和 10)。因此，正好位于风扇组件 16 上游的这些会聚导管 50 接收并引导来自增压室 41 的热废气，并进入单个叶片 17 的固定挡板部分(注意图 1 和 2 中的气流箭头 G、G_i9 和 10)。然后，热废气进入多个长度递增的进料管 55，进料管 55 横向延伸 35，穿过叶片的瓣部 20。每个进料管 55 通过出口管 56 连接到相应的喷嘴 35(主要参见图 1 和 2)4A, 5A, 9 和 10)。

热废气 G 通过从喷气发动机 13 延伸的进给导管 60 供应到增压室 40、41，如图 2 最佳所示 6 的图纸。如气流箭头 G2 所示，从发动机 13 的排气喷嘴 61 延伸到增压室 41 的进给导管 60 重定向排气。紧挨着进给导管 60 的方向，示出了燃料箱 61；紧接着是飞行员的驾驶舱 62。主有效载荷区域 63 位于盘形增压室 41 下方。

如果发现有必要或需要，可以提供与供给导管 60 连通的反作用喷射口 64 50，以提供转子 16 的旋转效应的推力平衡。如有必要，可以提供额外的喷射口，例如喷气发动机 14 的排气喷嘴中的喷射口 65(见图 11)。喷气发动机 14、55、15 也可以从它们各自的排气喷嘴以不同的推力运行，以便提供一些平衡，如图中的推力箭头 t1、t1 所示 11。

参照图 1 和 2 参考附图的图 7 和图 8，可以更全面地理解将热控制气体重新导向增压室 41 以供给推力喷嘴 35。如前所述，供给导管 60 将废气供应到增压室 41 中，如箭头 G2 所示(见图 1)6)。注意，附加的喷气发动机 14、15 还包括延伸到盘形主体中的进给导管

11 以与供给导管 60 相同的方式；然而，为了描述的简

单，没有示出这些附加的导管。向下延伸到进给管道 60 中的是主旁通门 70，该主旁通门 70 可沿着所述管道的后表面沿着合适的轨道滑动。当门 70 撤回到导管 60 中时，喷气发动机 13 的排气喷嘴 61 完全打开，并且热的排气可以直接流出发动机，以在巡航模式下为飞机 10 提供推力(参见图 2 中的排气箭头 G3)7)。在巡航模式期间，一些热废气被供应到进给管道 60 中，如较小的气流箭头 G4 所示(图 7)。废气流 G4 足以以降低的速度维持风扇组件 16 的旋转，从而在巡航模式下为飞机提供连续的回转稳定性。正如下面将进一步解释的，这种陀螺作用，即使在水平飞行中，除了提供稳定性外，还允许飞机的姿态控制。

参照图 2 如图 8 所示，当飞机准备垂直飞行时，无论是在从巡航模式或水平飞行到着陆模式的过渡期间，还是在起飞期间，主旁通门 70 首先被升起以阻塞排气喷嘴 61 的一部分通道。旁路门 70 由合适的主旁路致动器 71 升起。如图 2 所示如图 8 所示，大约 60% 的排气喷嘴 61 被主旁通门 70 堵塞。在从水平飞行的过渡模式中，主旁路门首先升起，正如将要实现的那样，这使得大约 40% 的喷管打开，以便继续向前推进。以这种方式，飞机可以减速，然后以非常有效的方式进入悬停或垂直飞行模式。

为了最好地将热废气重定向到主旁通门 70 上游的进给管道 60 中，提供了一组安装在可移动支撑框架 73 上的转向叶片 72。框架的下端由枢轴 74 支撑，并通过单个枢转连杆 75 连接成与旁通门 70 一起移动(见图 2)8)。

排气喷嘴 61 的剩余 40% 适于响应于控制旁路致动器 77 操作肘形连杆 78 而被控制旁路门 76 阻塞(见图 2)8)。在操作中，如图所示，在控制旁路门 76 和主旁路门 70 关闭的情况下，基本上所有的热废气都被引导到进给管道 60 中，以传送到喷嘴 35，然后在喷嘴 35 中，热废气可用于转子 12 的旋转，并被转换成垂直升力。如图 2 所示 6，该废气由流动箭头 G5 表示。排气 G(“刚好在转向叶片 35 的上游”包括发动机 13 的所有输出，除了少量 G_y 进入排气喷嘴 61 以帮助保持飞行器的稳定性。

应当理解，来自喷气发动机 14、15 的热废气流基本上是相同的，因此不需要详细描述。来自这两个附加发动机的进给导管将进给到增压室 41 中，并向转子 12 提供附加的旋转动力，从而提供本发明的飞机 10 所特有的相当大的垂直升力。值得注意的是，喷气发动机 13-15 不必过大，从而大大减轻了重量，提高了气垫船的运行效率。

如前所述，喷射热废气的喷嘴 35 的主要功能是旋转转子 12，通过穿过风扇叶片 17 的翼型部分 21 的气流 f1 为飞机 10 提供升力(参见

图 5A)。除了为转子 12 提供旋转推力之外, 逃逸废气的反作用力也提供了一些向上的升力。假设固定襟翼部分 20 从水平方向以 30 度角延伸, 除了提供旋转的推力(见图 5A)来自喷嘴 35 的废气提供向上的反作用升力分量 C(见图 5A 也)。该升力分量 C 在通过改变从叶片 17 上的禁止转载喷嘴阵列 35 排放的废气来提供飞机姿态控制方面是重要的。现在将详细描述实现这种控制的方式。

如图 2 和 3 所示如图 12 和 13 所示, 沿着固定翼片部分 20 的后缘延伸的喷嘴 35 的阵列包括相应的多个眼球阀 80, 其适当地安装在出口管 56 的底部。每个阀 80 都联动地连接到操作联动装置 81, 操作联动装置 81 包括拉伸弹簧 82, 拉伸弹簧 82 倾向于迫使阀 80 到打开位置, 如图 1 所示 12。操作连杆 81 由在点 84 处枢转的曲柄 83 移动。可在合适的导向件 86 中滑动的致动器杆 85 在其远端带有凸轮随动件 87。如图 2 所示如图 12A 所示, 凸轮从动件包括滚轮 88 或其他合适的元件以接合凸轮操作器。

很清楚, 在正常情况下, 每个眼球瓣膜 80 保持打开, 除非致动器杆 85 在导向件 86 中移动(图 1 中向左)12)。因此, 除非需要某种控制, 否则在垂直飞行期间, 最大升力在飞机的整个外围都是可用的。旋转旋翼 12 提供陀螺稳定性, 倾向于始终保持飞机水平。根据本发明, 在飞行过程中必须进行的那些姿态改变是通过安装四个凸轮来唯一地实现的, 在飞机的每个象限中安装一个凸轮, 如图 1 所示 11 在飞机的底视图上。凸轮 91 在前象限; 凸轮 92 位于左侧象限; 凸轮 93 位于后部或后象限; 凸轮 94 在右象限。如该仰视图所示, 旋转方向 R 仍假设为顺时针方向。

为了说明的目的, 凸轮 91-94 包括中空的凸轮体 95, 用于接收来自空气源 44 的压缩空气。通过波纹管 96 沿着主体 95 的外周形成可膨胀的腔室, 波纹管 96 支撑与辊子 88 接合的凸轮板 97。为了使眼球阀 80 处于打开位置, 凸轮板 97 缩回, 如图 1 所示 12A, 逸出废气的全部推力在该特定象限中的每个风扇叶片 17 上实现。如图 2 所示如图 11 所示, 在右、左和后象限中的风扇叶片 17, 其中凸轮 92、94 和 93 分别未被致动, 全反作用推力和提升部件 C(见图 115A)实现。

然而, 沿着前象限的凸轮 91 通过压缩空气进入主体 95 并使波纹管 96 膨胀而致动, 以使凸轮板 97 向外突出抵靠凸轮随动件 87 和滚子 88。杆 85 因此逆着弹簧 82 移动, 导致阀 80 关闭, 如图 1 所示 13。当这种情况发生时, 升力分量沿飞机前缘减小。根据陀螺控制原理, 这种升力的减小导致飞机在偏离修正值 90 度的位置发生

偏移。在图 11, 记住这是仰视图, 并且旋转 R 是顺时针方向, 飞机的轴线 A 由陀螺进动引起移动, 使得飞机的左侧受到升力。因此, 在操作过程中, 如果需要滚转校正来升高飞机的左侧, 则通过回转控制来致动凸轮 91, 从而减小沿飞机前缘的反作用力升力, 并提供所需的校正动作。来自喷嘴 35 的反作用推力被设计成确保足够的差动推力, 以通过轴线 A 的诱导进动回转控制飞行器的姿态。通过操作凸轮 92、94 之一以类似的方式控制俯仰。

在飞机 10 的操作条件下, 计算机装置 100 被用来控制凸轮 91-94, 从而以适当的方式循环地操作阀 80(见图 1 中的示意图)14)。飞行员通过控制杆 101 向计算机 100 提供输入, 使得飞机 10 也可以通过凸轮 91-94 的致动来操纵, 从而给出适当的姿态变化。计算机装置 100 被设计成通过响应于战略定位的姿态传感器 102 进行自动改变来保持飞机的稳定性。计算机装置 100 还控制喷气发动机 13-15、反作用喷嘴 64、65、用于旁通门的致动器 71、77 和风扇叶片致动器 28 的方式也在图 1 中示出 14。

从前面对我的发明的描述中, 将会认识到飞机 10 的设计带来了显著的优点。这种飞机体积小、重量轻、功率要求低, 可以进行纯垂直飞行, 也可以进行高速水平飞行, 如果需要甚至可以进行超音速飞行。垂直飞行期间的升力由包括风扇组件 16 的转子 12 的旋转提供。叶片 17 打开以将环境空气吸入相邻叶片之间, 并在空气流过叶片 17 的翼型部分 26、21a 和 21 时在飞机下方提供下洗和升力。热废气从叶片 17 的每个固定襟翼部分 20 的后缘上的喷嘴阵列 35 引导(见图 1 和 2)。4A 和 5A)。热废气通过独特的系统提供, 该系统包括进给导管 60、增压室 41 和转子 12 内的通道(见图 2)6)。旁通门 70、76 可以以独特的方式操作, 以便在需要时驱动风扇组件 16, 然后在需要水平飞行时提供最大的向前推力。该布置通过门 70、76 的顺序操作提供了平滑的过渡, 门 70、76 每个都阻挡发动机的排气喷嘴 61 的一部分 13。由于没有高强度、向下延伸到着陆区的直接排气, 飞机明显更稳定, 并且外来物体损坏和飞机这种下降的问题被最小化。

飞机姿态的控制是通过响应于位于飞机象限中的凸轮 91-94 而对从喷嘴 35 发出的反作用力进行循环控制来实现的(见图 1)11)。计算机装置 100 处理来自操纵杆 101 以及位于飞机上的姿态传感器 102 的信号, 以便提供期望的更有效的控制。最终结果不仅是一架高度稳定的飞机 10, 而且是一架具有卓越机动性的飞机。

QQ475725346
禁止转载

出于说明和描述的目的，已经呈现了本发明的优选实施例的前述描述。它并不旨在穷举或将本发明限制于所公开的精确形式。根据上述教导，明显的修改或变化是可能的。选择和描述该实施例是为了提供本发明原理及其实际应用的最佳说明，从而使本领域普通技术人员能够利用本发明。可以在各种实施例中使用，并且可以根据预期的特定用途进行各种修改。本发明的范围旨在由所附权利要求来限定。

我 声 称

15

1. 一种高速垂直起降飞机，包括：
 - 盘状主体；
 - 喷气发动机，包括安装在所述主体上的排气喷嘴；20
 - 用于接收和重定向来自喷气发动机的热废气的导管装置；
 - 环形转子，其具有与主体同心的可旋转风扇组件；
 - 所述风扇组件包括为所述飞机提供垂直升力的多个叶片；所述叶片是翼型形状的，并且可操作以吸入环境空气，引起下洗，以最大化升力；
 - 所述叶片中的通道装置，用于接收来自所述导管装置的热废气；和
 - 喷嘴装置，连接到位于所述叶片上的所述通道装置，以喷射所述废气，从而为所述风扇组件提供旋转；由此当所述风扇组件旋转时，飞行器的主要升力由所述叶片上的升力 35 提供。
2. 根据权利要求 1 所述的高速垂直起飞和着陆飞机，其中所述叶片包括可移动的翼型部分；以及用于移动所述翼面部分以打开风扇叶片来吸入空气并在所述翼面部分的上表面上提供升力以及关闭叶片并允许低阻力水平飞行的装置。
3. 根据权利要求 2 所述的高速垂直起降飞机，进一步包括：
 - 向下延伸的固定襟翼部分，以提供空气的下洗和垂直飞行中飞机的升力；所述喷嘴装置包括多个形成在所述襟翼部分后缘上的喷嘴。
4. 根据权利要求 1 所述的高速垂直起飞和降落飞机 50，其中所述导管装置包括从喷气发动机延伸的进给导管，以接收基本上所有的
- 喷气发动机排气喷嘴排出的废气；
 - 用于接收来自进给导管 55 的气体的增压装置；和可旋转风扇组件之间的密封/轴承装置，以允许废气有效地传输到喷嘴装置。
5. 根据权利要求 4 所述的高速垂直起飞和降落飞机，其中所述环形转子包括用于将所述废气输送到通道装置的输送导管
- 以及从所述喷嘴装置排出废气。
6. 高速垂直起降飞机

根据权利要求 5 所述的方法，其中所述喷嘴装置包括在每个所述叶片的后缘上的多个喷嘴，所述叶片中的通道装置由一系列逐渐伸长的进料管形成；连接到所述进料管的出口管，以向相应的喷嘴提供废气。

7. 根据权利要求 1 所述的高速垂直起降飞机，其特征在于，在所述通道装置中设有阀装置，用于控制来自喷嘴的废气流。

8. 根据权利要求 1 所述的高速垂直起降飞机，其中所述用于引导废气的导管装置包括

从喷气发动机延伸的进给导管；
 所述喷气发动机中的旁通门装置，用于关闭排气喷嘴并将气流导向所述供给导管；
 用于移动所述旁通门装置的致动装置；和
 邻近所述旁通门装置的转动叶片装置，用于将气体重新引导到供给导管中。

9. 根据权利要求 8 所述的高速垂直起降飞机，其中，所述旁通门装置包括主旁通门，以阻挡来自发动机排气喷嘴的至少一部分气流；一个单独的控制旁路门，用于阻挡来自发动机的额外部分气流；以及用于单独移动所述旁通门的致动器装置，由此热气体的旁通可以在垂直和水平飞行之间逐渐过渡。

10. 一种高速垂直起降飞机，包括：

- 盘状主体；
- 所述机身上的喷气发动机；围绕主体外围延伸的转子；
- 风扇组件，包括在所述转子上的多个风扇叶片，用于提供环境空气的下洗，为飞机提供升力；
- 所述叶片中的喷嘴装置，用于转动转子；
- 用于将热废气从所述喷气发动机输送到所述喷嘴装置的导管装置；
- 用于选择性地调节来自所述喷嘴装置的废气流量的阀装置；在飞机相对两侧提供不同推力的装置；
- 所述气流通过诱导飞机轴线的进动提供足够的差动推力以陀螺控制所述飞机的姿态。

11. 根据权利要求 10 所述的高速垂直起降飞机，其中所述喷嘴装置包括位于所述风扇叶片后缘的多个喷嘴；和

所述阀装置包括用于每个所述喷嘴的阀；和用于一起驱动所述阀以从所述喷嘴提供废气的装置。

12. 根据权利要求 11 所述的高速垂直起飞和降落飞机，其中，所述致动装置包括凸轮，该凸轮基本上围绕所述机身周边的一个象限延伸；

用于改变所述凸轮的凸轮板以操作所述阀的装置；由此由象限凸轮的启动提供的差动推力提供了飞机轴线的回转进动和对其姿态的控制。

13. 根据权利要求 12 所述的高速垂直起飞和降落飞机，其中每个所述凸轮包括中空的凸轮体；沿着所述凸轮体的一侧延伸并形成可膨胀室的波纹管；沿着所述波纹管的自由侧延伸的凸轮板；

以及用于对凸轮体和所述波纹管加压以定位凸轮板来驱动所述喷嘴的装置；
凸轮随动件，其接合凸轮板并连接到与所述阀的操作联动装置；
由此来自所述喷嘴的推力根据所述凸轮板从所述凸轮体的延伸而变化，以改变飞机的姿态。

10

14. 一种高速垂直起降飞机，包括：
盘状主体；
安装在所述主体上的喷气发动机；
用于接收和回收喷气发动机排出的热废气的管道装置；
环形转子，其具有与主体同心的可旋转风扇组件，所述转子包括用于废气的内部会聚传输导管、在所述可旋转风扇组件的相对侧上的外环、以及在所述外

环中用于改变风扇叶片间距以调节垂直升力的致动器装置；
所述风扇组件包括多个叶片，为所述飞机提供垂直升力；所述叶片是翼型形状的，并且可操作以吸入环境空气，引起下洗以最大化升力；
所述叶片中的通道装置，用于接收来自所述导管装置的热废气；
喷嘴装置，连接到位于所述叶片上的所述通道装置，以喷射所述废气，从而为所述风扇组件提供旋转；
由此当所述风扇组件旋转时，飞行器的主要升力由所述叶片上的升力提供。

15. 根据权利要求 14 所述的高速垂直起飞和降落飞机，其中还提供
用于控制从每个喷嘴排出废气的阀装置；和
致动器装置，用于在围绕盘形主体外围的选定位置处循环操作阀。

25

30

35

40

45

50

55

60

65

[54]飞盘飞机

[76]发明人: 赫伯特·赖特; 马库斯·a·赖特, 都是 6415 客舱分公司的 Ct., 资本 Hts, Md. 20743

[21] 应用。编号: 836, 418

[22] 归档: 1186年3月5日

相关美国。应用数据

[63]Ser 的部分继续。第 723, 723 号, 1985 年 4 月 17 日废弃, 是 延续。爵士。第 430, 707 号, 1982 年 9 月 30 日, 废弃。

[51] Int. Cl.4 B64C 39/06

[52] 美国 Cl 244/23 C; 244/52

[58] SearcC 244/23 R、23 C、12.2、

244/34 A, 52

[56]引用的参考文献

美国专利文件

3,383,073 5/1968 Clover 244/23 C
3,633,849 1/1972 Kling 244/12.2
3,640,489 2/1*172 Jaeger 244/23 C

3,946,970 ■ 3(V)K> Blankensinp 244/23 C
4,301,981 11/1981 Hartt 244/12.2
4,457,476 7/1984 Ai^drtsevha: 244/23 C
4, 461, 436 7/1984 梅辛 244/23 C

主考官——谢尔曼·贝辛格

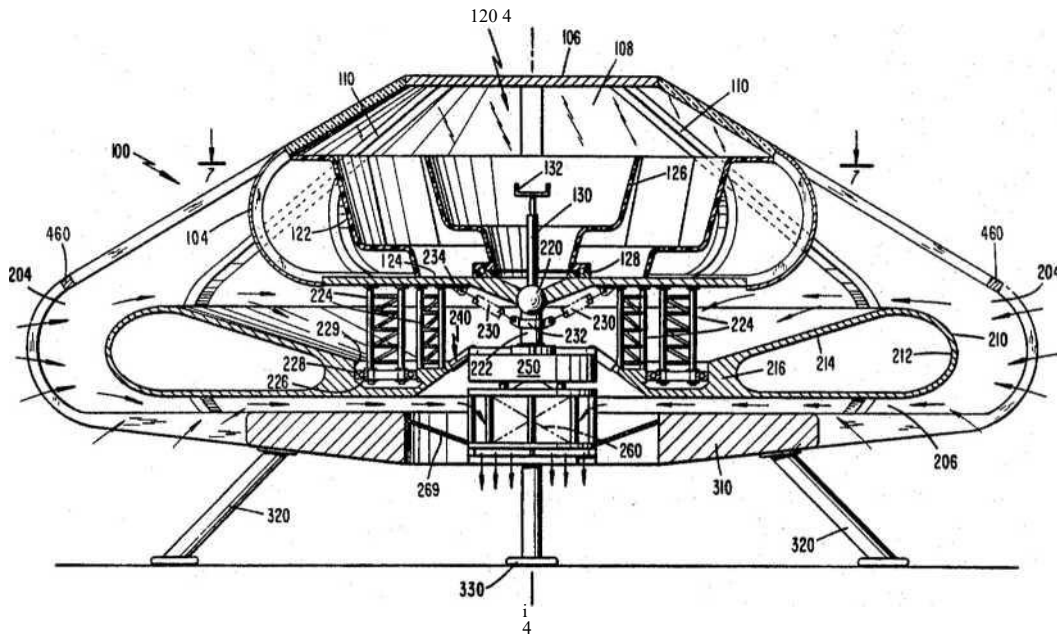
助理审查员——罗德尼·科尔

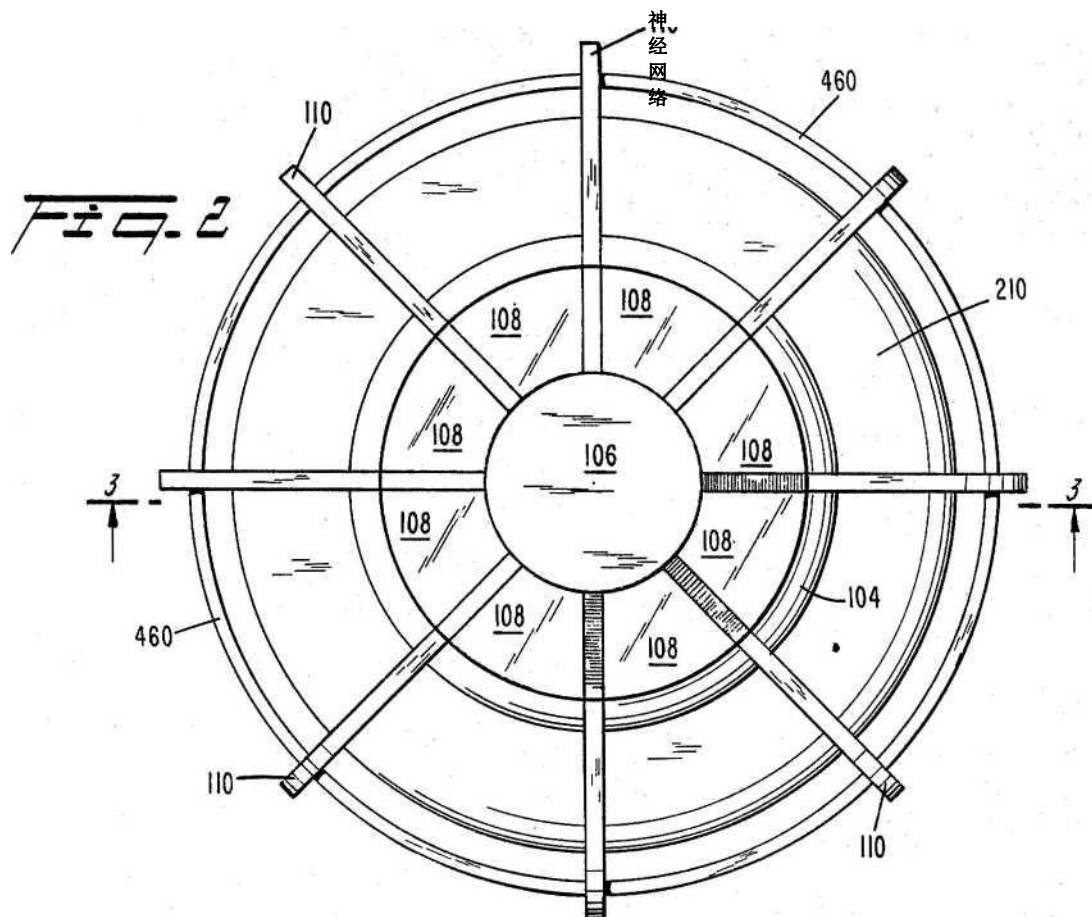
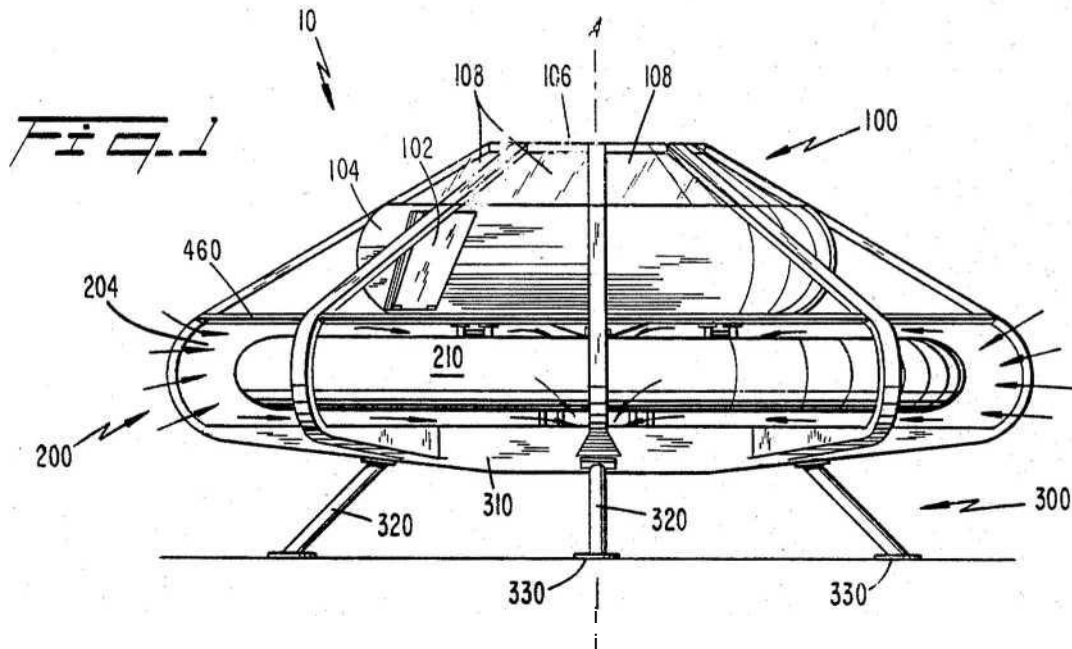
律师、代理人或公司——维格曼&科恩公司

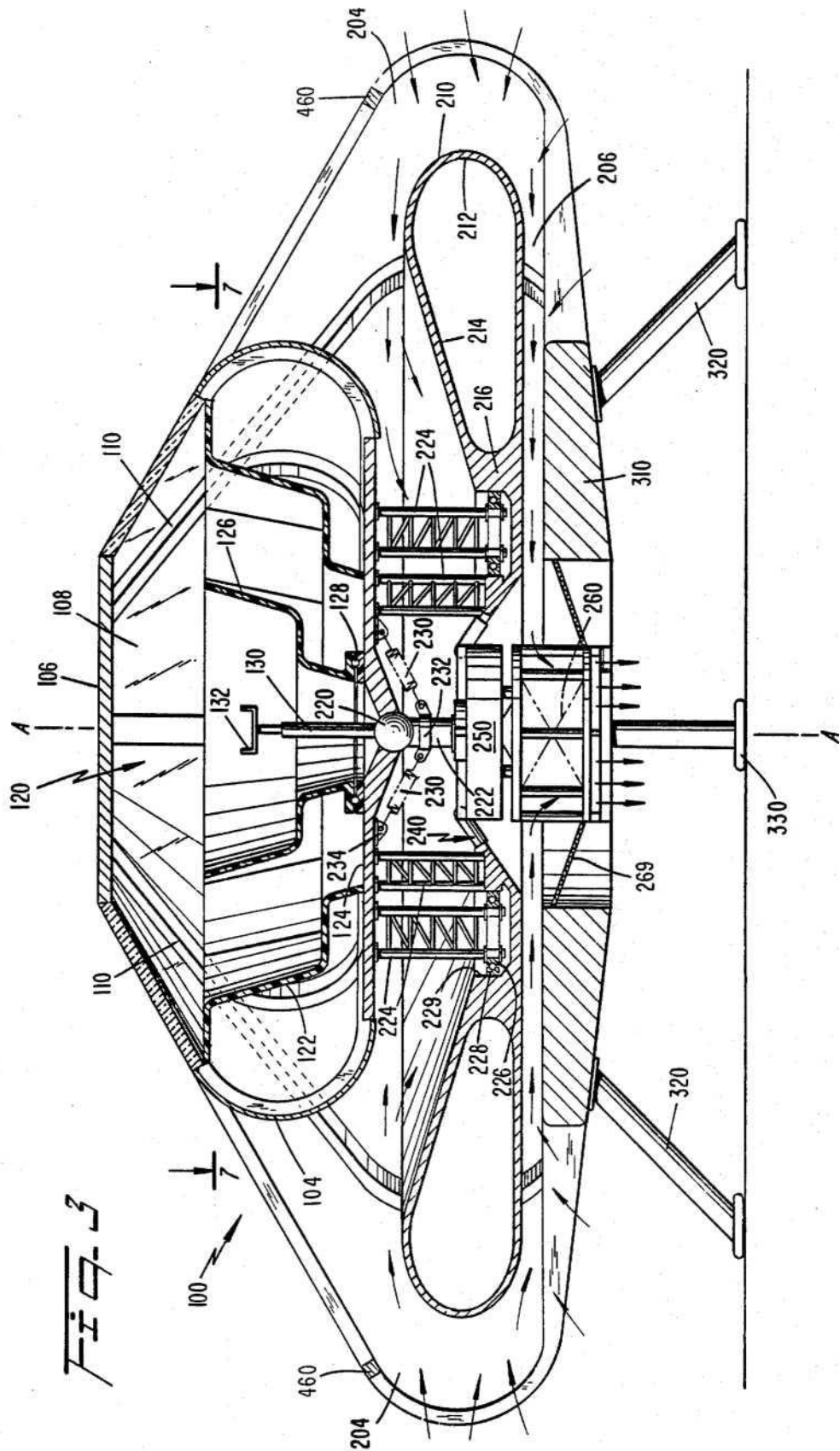
[57]摘要

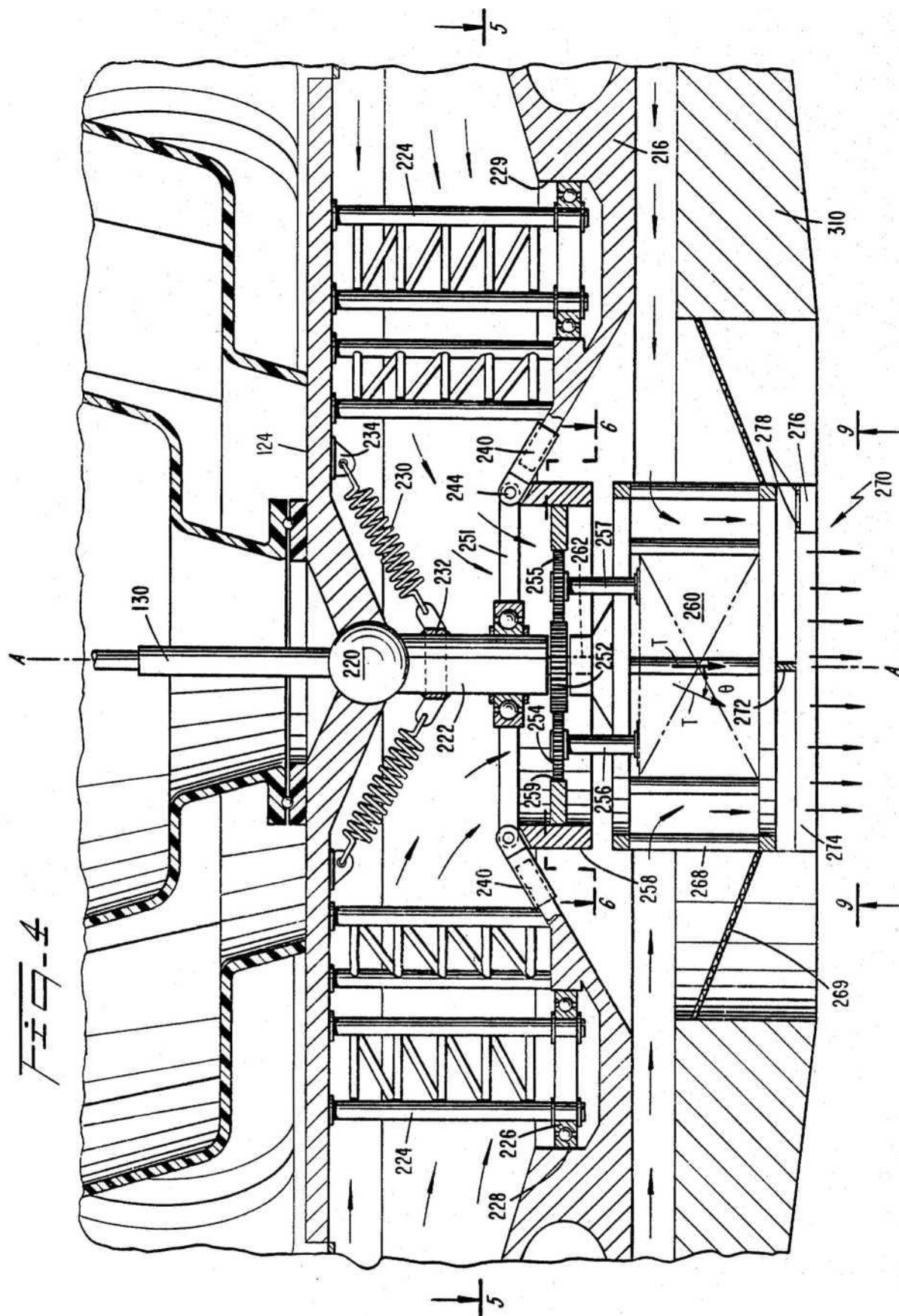
一种飞盘飞机, 包括一个对称的机身, 机身上方装有飞行员和/或乘客座椅装置, 机身下方装有推力产生装置, 旋转惯性盘位于机身和机身之间。圆盘在机身内垂直于对称轴的平面内旋转, 并通过陀螺效应为飞机提供惯性稳定性。方向控制是通过将飞行员座位装置上的操纵杆与推力产生装置相连接的机械联动元件来实现的, 该联动元件允许飞行员将推力定向在相对于飞机对称轴的不同角度。借助推力产生装置, 当周围空气在阀瓣上流动时, 就会产生升力。在另一个实施例中, 升力由推力产生装置产生, 位于该装置下方的护罩用于改变产生的推力方向, 从而便于飞机的方向控制。

15-索赔, 7 张图纸



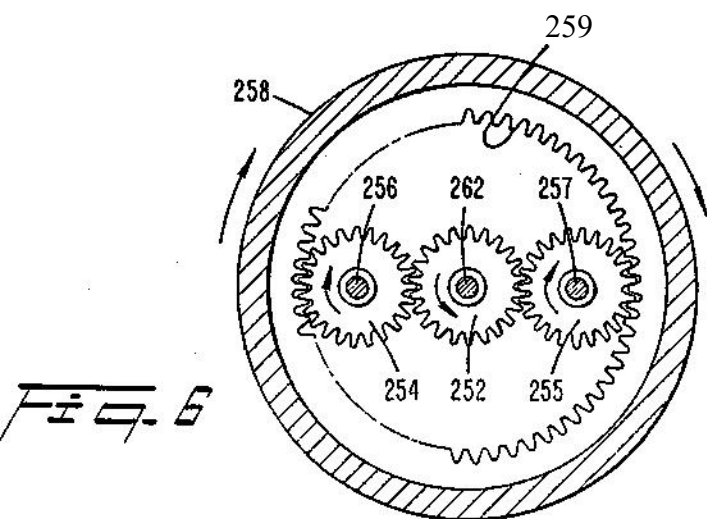
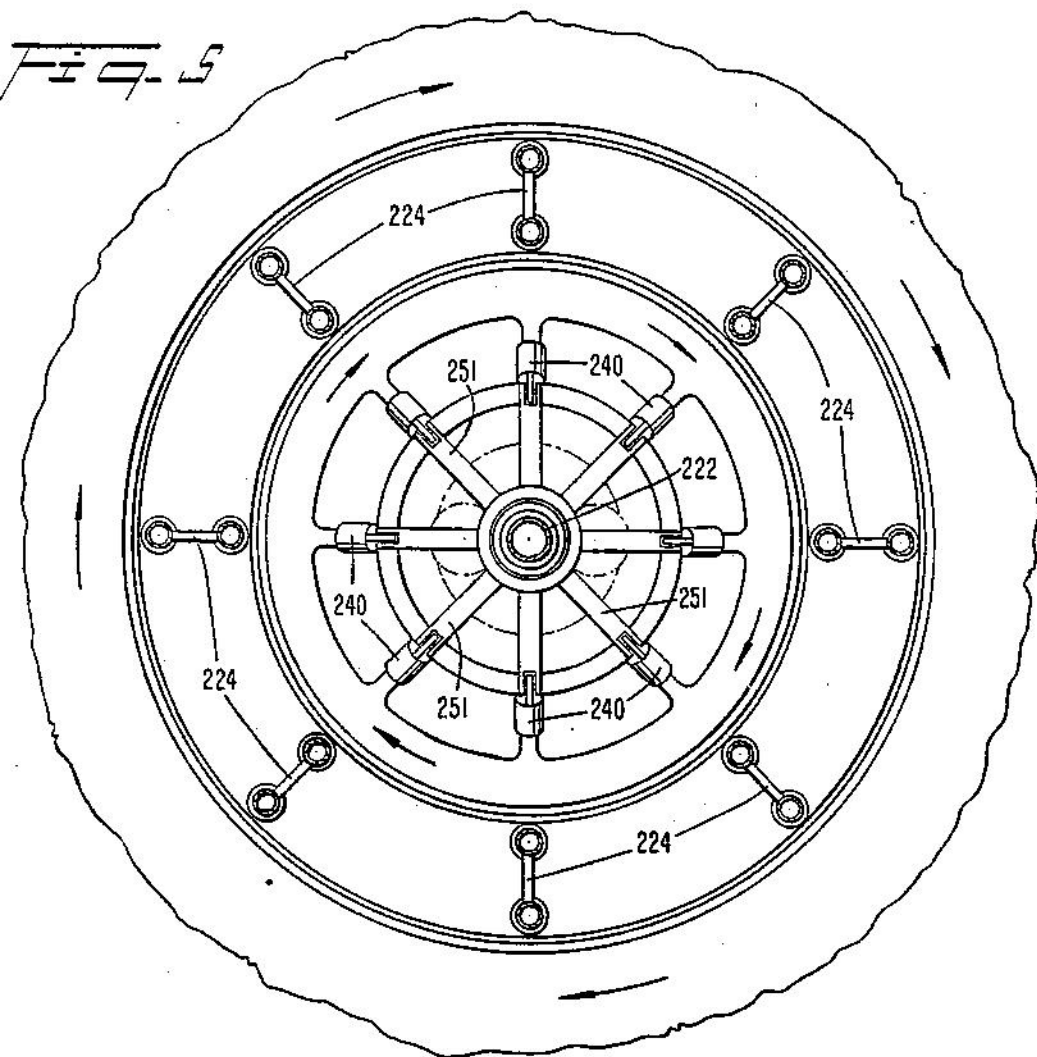






QQ475725346

禁止转载



Q 47572 346
ONE OR ET

FIG. 7

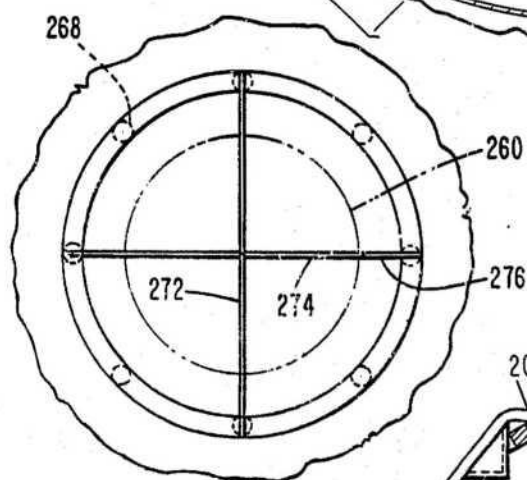
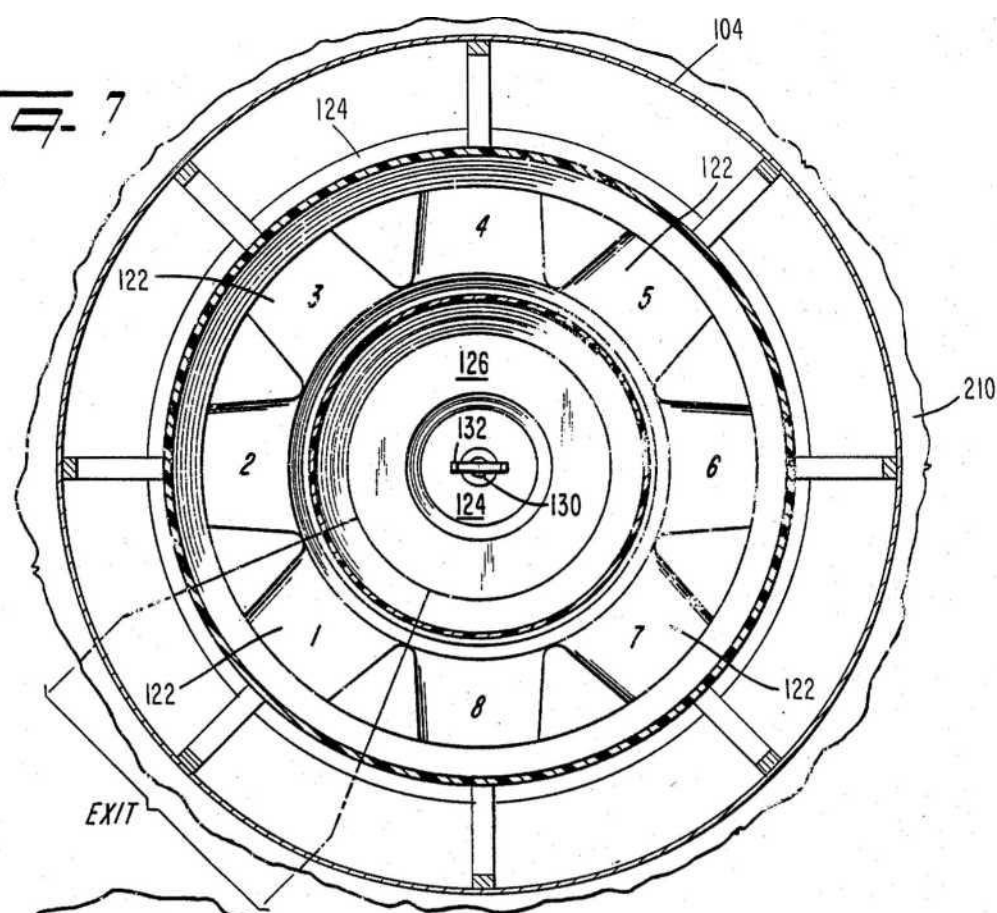


FIG. 9

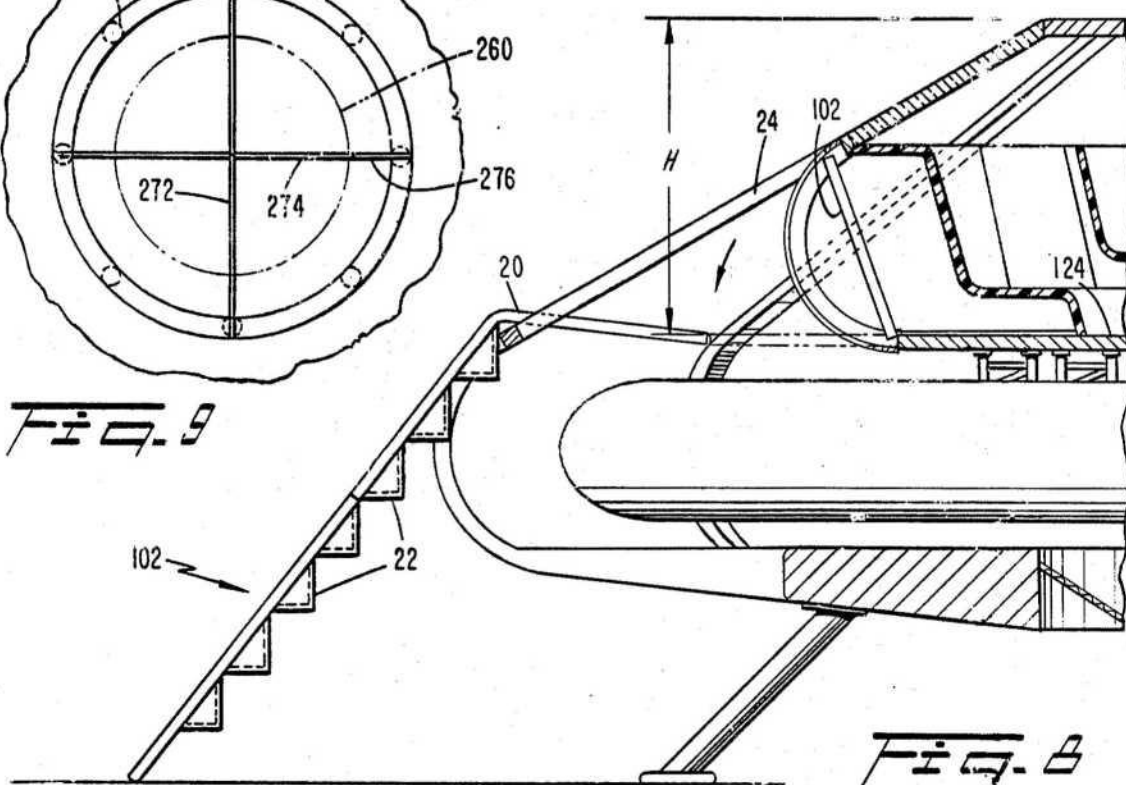
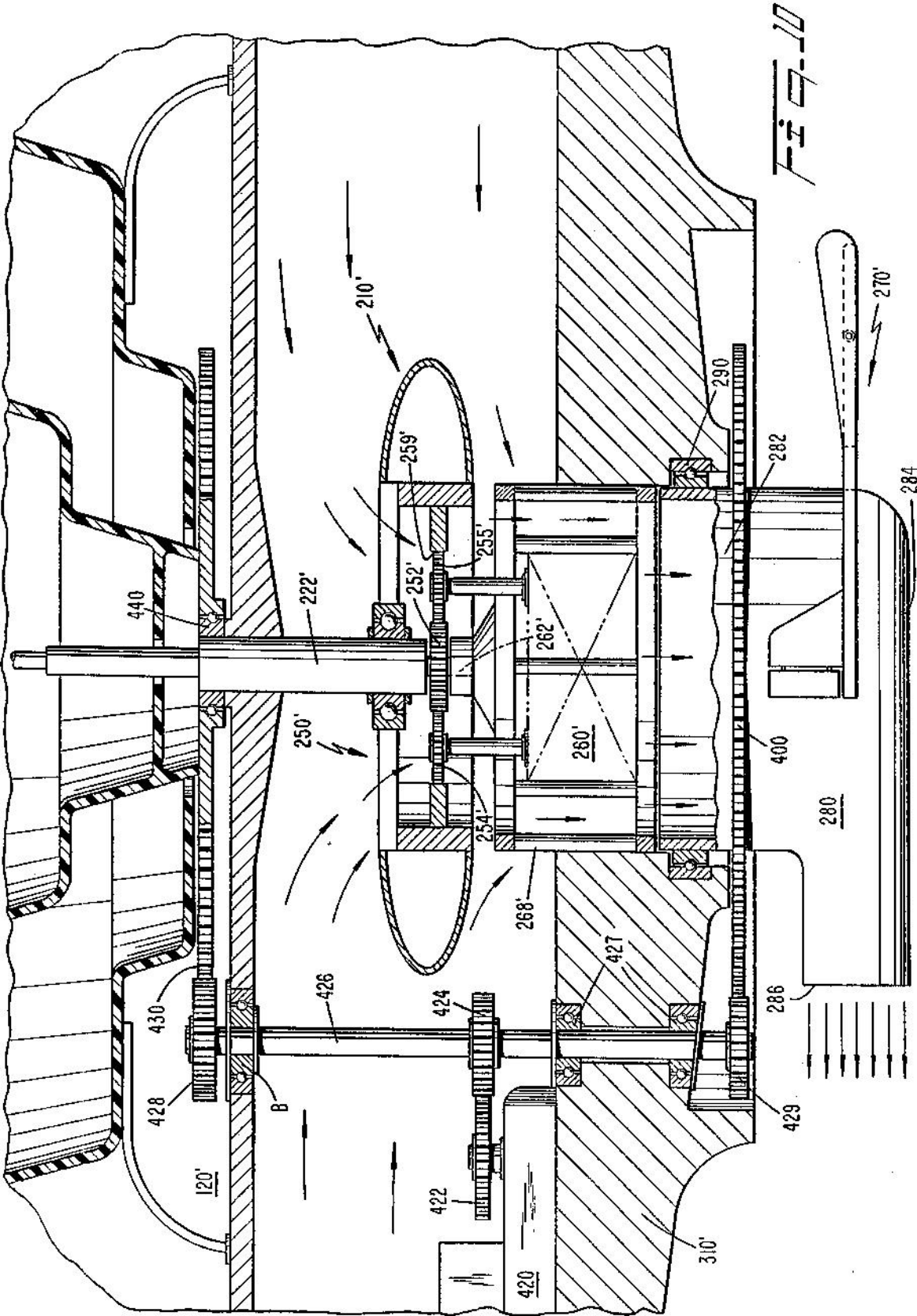
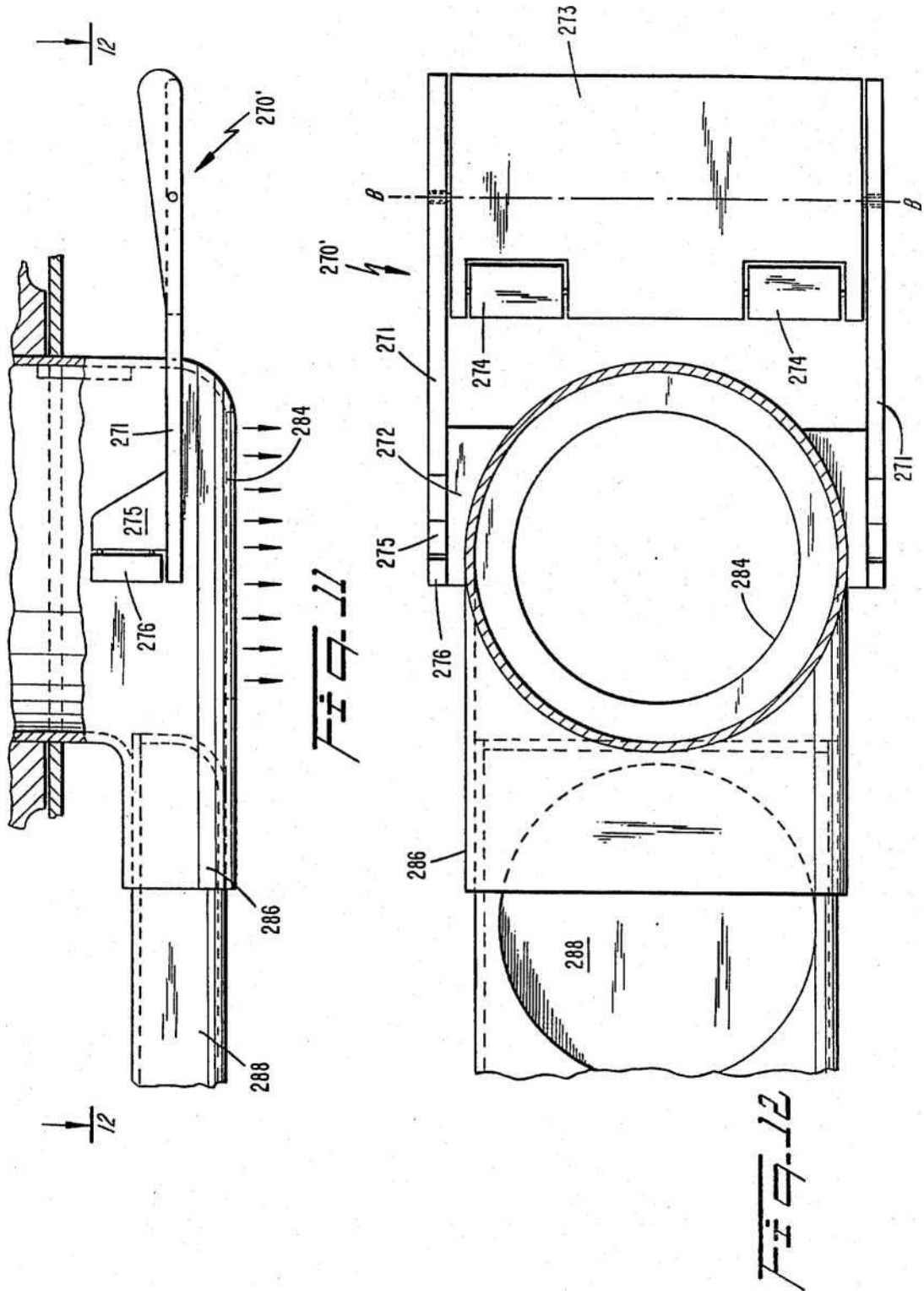


FIG. 8



' Q' 475725346
ONE OR ET



相关申请的交叉引用 5

本申请是美国专利申请的部分延续。第 723, 723 号, 于 1985 年 4 月 17 日提交, 它是美国专利申请的继续。第 430, 707 号, 1982 年 9 月 30 日提交(现已放弃)。

发明背景

本发明涉及飞行器, 更具体地说, 涉及容纳推进单元和旋转翼型的比空气重的飞行器。翼型具有在其旋转过程中产生惯性稳定性的效果, 并且具有与通过飞机引入的气流协作以在平行于气翼旋转轴的方向上产生升力的构造。

在过去, 已经进行了各种尝试, 通过在旋转圆盘或机翼的表面上提供气流来减小飞机的升力。

例如, 舍林的专利(美国专利。831, 884)示出了一种用于产生升力的装置, 该装置包括位于空腔内的旋转叶轮。在叶轮旋转时, 空气进入空腔以驱动叶片组件 27 旋转。经过叶片 31 的空气在其顶面和底面之间产生压差, 从而产生升力。

30

在菲利普斯专利(美国专利。第 3, 612, 445 号), 公开了一种飞机, 其中当机翼旋转时, 通过沿径向将空气引导到机翼的上表面上来产生升力。

各种其他例子包括 MUELLER pa-³⁵ 帐篷(美国专利。第 3, 525, 484 号), 该专利公开了一种具有圆盘形机翼和螺旋桨的飞行器 10, 该螺旋桨在机翼上引起气流, 从而产生升力; 三叶草专利(美国专利。第 3, 383, 073 号), 其公开了一种具有用于产生升力 40 和推进力⁴⁰可旋转⁴¹叶轮的飞行器; 麦克马斯特专利(美国专利。第 3, 321, 156 号), 其公开了一种用于产生向上推力以及定向运动的可倾斜发动机; 和霍金斯专利(美国专利。该⁴²显示了一种具有叶轮的飞机, 该叶轮将环境空气引导到机翼顶部上方以产生升力效果。

这些专利都没有公开比空气重的物质。飞行器, 其中推进源和升力产生装置都位于飞行器主体的周边内, 并且其中升力产生装置采用旋转翼型的形式, 用于不仅与由推进单元引起的气流协作以流过空气翼片的升力产生表面来产生升力, 而且在飞行器飞行时为飞行器提供惯性稳定性。

发明目的

因此, 本发明的一个目的是提供一种比空气重的飞行器, 其具有单个元件, 该元件既有利于升力的产生, 又有助于飞行器的稳定性。

本发明的另一个目的是提供一种比空气重的飞行器, 其中所有运动部件 65 都完全位于飞行器框架内。

本发明的另一个目的是提供一种具有由框架保护的运动部件的飞行器

以便防止由于与静止或移动物体碰撞而损坏这些部件。

另一个目的是提供一种具有完全内部对称性的飞行器。

本发明的另一个目的是允许具有对称轴的飞机驾驶员通过相对于对称轴重新定向推进推力来改变飞机行进的方向。

本发明的又一个目的是提供飞机中驾驶员座舱和行进方向之间的对应关系, 使得前者可以与用于改变飞机推力方向的装置对准, 由此驾驶员可以连续观察飞机的前进方向。

附图简述

当结合附图考虑时, 根据本发明的以下详细描述, 本发明的其他目的和优点将变得显而易见, 其中:

图 1 是本发明飞机的侧面透视图;

图 2 是图 1 的飞机的俯视图 1;

图 3 以部分截面图示出了图 1 的飞机 1 沿图 3-3 剖面线截取 2;

图 4 是飞机的动力装置组件和传动组件的放大剖视图; \lang 1033 \ f 6527

图 5 示出了用于动力装置组件的支撑和悬挂装置, 并且是部分截面视图。沿图中剖面线 5-5 截取 4;

图 6 是图 1 所示齿轮组件的局部剖视图 4, 沿图中剖面线 6-6 截取 4;

图 7 是沿图 7 的剖面线 7-7 截取的本发明飞机机舱的局部剖视图 3;

图 8 部分以截面图示出了具有入口/出口舱口的客舱, 示出了其登机使用模式;

图 9 是沿图 9 中箭头 9-9 方向的视图 4, 飞机下侧的方向舵组件;

图 10 以部分截面图示出了本发明的第二实施例;

图 11 是第二实施例的方向舵-配平组件的部分截面侧视图; 和

图 12 是图 1 的方向舵和配平组件的底部视图 11, 部分以截面示出。

本发明优选实施例的详细描述

现在参考附图, 其中相似的参考数字对应于相似或相似的部分, 在图 1 和图 2 中示出参照图 1-9, 本发明的飞行器 10 包括主体或框架, 该主体或框架具有关于对称轴 $\alpha - \alpha$ 对称的大致梯形外形的外部, 并且呈现大致碟形构型。如图所示, 飞行器包括上部通道承载部分 100、中部提升、推进和稳定部分 200 以及下部支撑部分 300。

上部包括以某种常规方式连接到飞机的入口/出口舱口或门 102、机身或外壳 104、屋顶 106 和多个玻璃或其它透明材料的窗格或面板 108, 这些窗格或面板 108 围绕飞机周向设置在屋顶正下方。多个窗格或面板为操作员(飞行员)和机组人员提供了视野

QQ475725346
禁止转载

区域基本上为 360° ,因此实际上消除了否则可能产生的任何盲点。

中间部分 200 包括位于飞机机身最宽直径处的进气区域 204。进气区域的垂直范围由位于上端的沿圆周延伸的轨道 460 和位于下端的板件 310 限定,而进气开口由从顶部 106 径向延伸并位于围绕主体圆周的等距位置的多个肋 110 限定。如图 2 所示如图 3 所示,旋转机翼或翼面容纳在区域 206 中的飞机机身内。

飞机的下部包括底板构件 310、从板构件 310 向下延伸的多个支撑腿或支柱 320 以及着陆滑靴 330,着陆滑靴 330 终止于腿或支柱 320,并且飞机支撑在着陆滑靴 330 上。鞋可以采用轮子、浮筒、轮胎或其他适合特定地形的着陆装置的形式,飞机在使用过程中可能会遇到这种情况。

在上部,肋 110 的侧边缘理想地包括安装槽或其他安装布置,用于在相邻肋之间保持窗格 108。中间部分的肋起到加强元件的作用,并且优选围绕飞机的圆周对称设置。

图 3 示出了沿图 3 中剖面线 3-3 截取的飞机剖视图 2。上部 100 显示为包括容纳乘客座位 122 的舱室 120,例如由轻质合成材料制成的模制成型座椅。乘客座位优选地是近似圆形的结构,与飞机的对称轴同心定位,并且固定地固定到机舱的地板 124 上。飞行员座椅 126 与乘客座位区同心,并设置在其内部,也是近似圆形的结构。飞行员的座椅通过轴承组件安装在机舱地板上,轴承组件允许座椅绕对称轴旋转 360° 。这种旋转由例如位于机舱 120 中的常规开关、马达和伺服装置实现。控制杆 130 与飞行员座位同心,并与飞机的对称轴基本同轴,便于飞机的方向控制,如下面更详细描述。控制杆 130 包括方向舵配平控制手柄 132,该手柄 132 位于杆的正上方并连接到杆上,杆又直接安装在球形接头组件 220 的正上方,并与球形接头组件 220 互连,球形接头组件 220 在对称轴上牢固地固定在机舱地板中。

旋转机翼或翼型 210 包括中空的、环形的、连续的翼型,该翼型被安装成在基本上垂直于飞机对称轴的平面内绕外轴 222 旋转,外轴 222 基本上与对称轴重合。如图所示,翼型结构在其最大径向范围的前缘 212 处(在平行于对称轴的方向上)具有最大高度。翼型的升力产生部分 214 位于前缘的径向内部,并在对称轴线和翼型的中心支撑部分 216 之间延伸。

如图 1 和 2 所示如图 3 和 4 所示,多个加强构件 224 位于轴 222 的径向外侧并围绕轴 222。每个加强构件在其上端刚性固定到机舱地板 124 的下侧,并且在其下端

包括轴承组件 226,该轴承组件 226 与由机翼的支撑部分 216 承载的轴承组件 228 协作。这些配合的轴承组件允许翼型被支撑以在基本水平的平面内旋转。每个轴承组件 228 可以定位在并 229 内,用于沿着井的壁平行于轴 222 移动,使得在其旋转期间在翼型件中产生的振动力可以被调节,而不会对翼型件、轴或加强构件造成结构损坏。另外,阻尼装置被提供用于最小化振动力,否则振动力可能被传递到外轴 222,然后传递到飞机。多个稳定弹簧 230 将稳定套环 232 与固定在地板 124 下侧的连接点 234 相互连接。优选地,提供至少两个稳定弹簧,弹簧的总数关于轴 222 对称定位。翼型的中心支撑部分 216 也通过减震器 240 的组件连接到轴 222,尽管是间接连接。每个减震器将翼型中央支撑部分 216 的径向最内侧部分与位于翼型传动装置壳体支柱 251 上的枢转点 224 互连(参见。还有无花果。4 和 5)。在图在图 5 中,示出了八个减震器和加强构件,但是根据预定的设计要求,所采用的数量可以更多或更少。

传动装置壳体 250 在翼型的垂直范围内定位在轴 222 上的稳定轴环 232 的下方,并且包含(见图 1 和 2)。图 4 和图 6)主齿轮或太阳齿轮 252,其固定地固定到旋转驱动轴 262 的一部分上并与其同心。驱动轴 262 如图 2 中最清楚地所示 4,容纳在外轴 222 内。主齿轮 262 驱动次级或行星齿轮 254、255(出于示例性目的,仅示出了两个齿轮),每个行星齿轮可旋转地支撑在各自的齿轮轴 256、257 上,其高度适于与主齿轮 252 相互啮合。外壳 250 的侧壁 258 在水平截面上是圆柱形的(如图 1 所示 6),并且在其内表面上包括轨道齿轮 259,用于与次级齿轮 254、255 的齿啮合。

通过这种齿轮装置,动力装置 260 中产生的旋转运动或扭矩通过轴 262 传递到主齿轮 252。主齿轮的旋转驱动副齿轮,副齿轮又驱动公转齿轮,从而驱动齿轮箱 250。因此,动力装置 260 中产生的旋转运动或扭矩通过减震器组件 240 经由其与传动装置壳体的互连被传递到机翼或机翼 210。当然,翼型 210 的转速范围不仅可以通过动力装置的适当选择来优化,还可以通过齿轮的适当设计或选择来优化。

动力装置 260 可以采用任何传统的产生推力的装置(例如螺旋桨或喷气式飞机)的形式,既用作可旋转驱动机翼 210 的能源,也用作向飞机提供推力的装置。发电厂,如图 4 容纳在保持架 268 内,并通过轴 256、257 刚性连接,轴 256、257 支撑副齿轮 254、255,与齿轮壳体 250 对齐。为了提供不同于纯向上和纯向下方向的方向推力,动力装置具有相对于倾斜的能力

对称轴，因此，尽管动力装置的推力轴通常平行于飞机对称轴，但当需要定向推力时，推力轴从对称轴偏移一定角度 θ 。通过这种方式，可以开发出5个水平和垂直推力的必要组成部分，以获得所需的方向推力。通过上述连接，动力装置可以与对称轴成 0° 角。

在笼268的最下边缘连接有弹性材料的柔性空气屏障269。屏障360围绕笼268向上朝向飞机底板310的上部延伸。

方向舵组件270位于动力装置260的下方并连接到笼268上，如图15中更详细所示如图9所示，包括第一方向舵272、第二方向舵274和配平襟翼276。第一和第二方向舵分别上下设置，并且彼此成直角。当襟翼不工作时，配平襟翼276位于第二方向舵274的平面内，并且由铰链278、278支撑，以便当襟翼工作时，在铰链上向第二方向舵的任一侧角位移。配平襟翼276的目的是通过将动力装置产生的推力25的一部分引向远离主推力部件的方向，来给飞机提供精确的方向控制。

图5是部分剖视图的视图，示出了翼面、加强构件、减震器、齿轮箱支柱、轴承228、外轴222和驱动轴262之间的适当空间关系。

图7示出了本发明的飞机中的乘客和飞行员座位。在图的中心图7是带有方向舵35和配平控制手柄132的操纵杆130。这些控制装置通过机舱地板固定到球窝接头组件220上(见图3)。飞行员座位126位于控制杆130的径向外侧，并且在飞行员座位的径向外侧是乘客座位40的容纳部122，这里示出的容纳部122被分成例如八个单独的长凳，所有这些长凳彼此一体地相互连接。客舱45地板124在周向延伸的侧壁104之间设置在乘客座位的径向外侧。在图如图7所示，出口舱口102位于由数字“1”表示的乘客座椅上方，但是其确切位置并不重要。此外，具有八个或任何特定数量的分立长凳并不重要，最理想的是其中一个长凳可暂时毁坏或折叠，或者少于一个完整的长凳，以便能够进入和离开飞机座位。

55

图8示出了具有台阶22的梯子L，飞行员和乘客可以通过该梯子进入飞机的座位。为了便于进入和离开机舱，除了台阶22之外，梯子还包括钩部20。图8显然是未按比例绘制的60；所示的进入开口24错误地暗示了为了进入或离开，飞行员和乘客必须非常矮或者手和膝盖着地。事实上，飞机上部可以被设计成使得其高度H可以容纳以直立姿势进入或离开的人，并且因此可以根据预定的设计要求或期望来选择进入开口的高度。

优选实施例的操作

在几乎所有比空气重的飞行器中，为了离开地面从而飞行，升力必须发展到克服飞行器重量的程度。本发明的飞机也是如此。如图2所示如图3所示，当动力装置260运行时，产生向下的推力，位于动力装置260上游或正上方的区域206中的空气移动通过动力装置并进入区域206，其结果是周围空气被吸入或引入位于飞行器圆周周围的进气区域204处的区域。在进入该区域后，空气遇到翼型件210，并在翼型件210上方和下方通过，由于倾斜表面214附近的截面构造，产生负压梯度，从而导致相对于区域206的升力的空气动力学现象。此外，翼型的旋转受到将其与动力装置260连接的连杆和齿轮的影响。这种以预定速度的旋转产生了稳定的回弹力。

为了将飞行器升离地面，由动力装置260产生的适当推力与旋转翼面210上产生的升力效应相结合。通过操纵控制杆130、方向舵-配平控制手柄132，并通过将控制杆组件与动力装置互连的适当的联动装置和伺服装置来实现对船舶的方向控制，从而可以促进动力装置相对于船舶对称轴的角度定向以及“配平襟翼”的调节。

本发明第二实施例的详细描述

现在参考图1和2现在参照图10-12，示出了本发明飞机的第二实施例，其中所示的所有部件和元件都与上述相同，除了下面提到的地方。在该实施例中，升力仅通过产生穿过动力装置260'的向下推力来实现，稳定性通过陀螺仪210'的旋转来实现，陀螺仪210'包括刚性支撑在轴222'上的基本实心的环形元件，轴222'位于旋转翼或翼型210所在的相同位置处，方向控制通过组合的排气罩280和方向舵配平单元270'来实现。

如图2所示10，并且以类似于上面结合图1和图2描述的方式如图3、4和6所示，由动力装置260'产生的扭矩通过驱动轴262'传递到主齿轮252'。主齿轮的旋转驱动次级齿轮254'、255'，次级齿轮254'、255'又驱动轨道齿轮259'，从而驱动齿轮箱250'。

在该实施例中，飞机的方向控制是通过改变动力装置260'产生的推力方向来实现的，不是通过如结合优选实施例所述的动力装置的倾斜，而是通过推力相对于飞机轴线的重定向。对称。排气罩280被提供来实现这一结果，并且包括具有上部282的L形弯管，上部282通过轴承组件290可旋转地支撑在底板构件310中。上部位于动力装置笼268'的正下方，并具有大致圆柱形的结构。保持架固定在底板构件310'内

QQ475725346
禁止转载

合适的安装开口与飞机的对称轴同轴，并且笼和上部的轴线轴向对齐。护罩齿轮 400 围绕上部的外表面安装在护罩上。如图所示，齿轮 5 的旋转轴与飞机的对称轴重合。排气罩的下部设置成基本垂直于上部，并包括第一排气阀 284、第二排气阀 286 和方向舵配平单元 270'。

c

如图 2 和 3 中更详细示出的如图 11 和 12 所示，第一排气阀 284 包括位于护罩表面上的基本对称的开口，该开口最远离动力装置，并且优选直接位于其下方。套筒 288 可滑动地套在第二排气阀 286 内，套筒 288 具有大致圆柱形的结构，其横截面与第二排气阀的横截面一致。

当需要将飞机抬离地面时，套筒 288 从第二排气阀向外转动到其完全伸出的位置，从而完全打开第一排气阀 284。这允许开发纯向下的推力。

为了产生推力的水平分量，套筒向其在第二排气阀内的完全缩回位置移动，由此第一排气阀变得完全关闭。收缩的程度，也就是第一个阀门关闭的程度，决定了转化为水平分力的推力的比例。

方向舵配平单元 270' 包括侧支撑框架 271、271，侧支撑框架 271、271 远离第二排气阀相对延伸，并且在其一端连接到安装支架 272，安装支架 272 牢固地固定到排气罩的下部。横跨支撑框架第二端的是机翼 273，其可绕轴线 B-B 旋转，轴线 B-B 基本上垂直于飞机对称轴延伸。机翼通常可朝向和远离排气罩上部 43 倾斜。两个襟翼 274、274 由机翼沿着邻近排气罩的边缘携带，可旋转进入和离开机翼平面。固定方向舵 275、275 和枢转方向舵 45、276、276 位于侧支撑框架的第一端并从其直立；枢转轴基本上平行于飞机对称轴。

该实施例的飞机的方向控制也通过围绕对称轴重新定向排气罩来实现。这是通过马达装置 420(例如电动机)的 pro-50 视觉来实现的，其转动马达齿轮 422。马达齿轮进而驱动轴齿轮 424，轴齿轮 424 以传统方式支撑在横跨乘客和飞行员机舱 120' 的轴 426 上，底板构件 310'、55 具有设置在适当位置的轴承组件 427(通过示例示出了两个)。在机舱中，轴 426 支撑驱动座齿轮 430 的上齿轮 428，座齿轮 430 支撑在轴 222' 上，由轴承组件 440 旋转。在底板构件 310' 中，轴 426 支撑驱动护罩齿轮 400 的下齿轮 429。优选地，座齿轮和护罩齿轮具有相同的直径，因此由马达 400 以相同的速度同时旋转驱动。与上述优选实施例 65 一样，方向舵-配平单元的所有运动以及该护罩套筒的运动都是通过适当的连杆和伺服机构来实现的

将飞行员的操纵杆和其他必要的设备与动力装置连接。

已经以这种方式描述了本发明的基本原理和它能够被实际使用的方式，我要求作为我的专有的道具。本发明基于以下权利要求：

声称的是：

1. 一种飞行器，包括：

框架，其具有对称轴，并且包括用于界定与环境空气连通的内部区域的装置；

可旋转的机身，包括升力产生表面，支撑在所述内部区域内，所述机身的旋转轴基本上与所述框架的对称轴重合；推力产生装置，支撑在所述机身下方的所述内部区域内，并限定用于引导所述周围空气穿过所述内部区域并越过所述升力产生表面的装置，由此产生升力，该升力用于克服整个飞机的重量并使整个飞机相对于地面向上；

连接在所述旋转体和所述推力产生装置之间的装置，用于驱动所述旋转体绕所述旋转轴旋转；

当旋转时，所述主体为所述飞行器提供惯性稳定性；和

用于改变所述飞机飞行方向的装置；所述推力产生装置、所述旋转体、所述驱动装置和所述改变装置全部设置在所述框架内。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中

所述推力产生装置产生推力分量，该推力分量的方向通常远离所述内部区域；

所述可旋转体包括环形翼型，该环形翼型具有与所述框架的对称轴重合的对称轴，并且

所述内部区域关于所述框架对称轴对称。

3. 根据权利要求 2 所述的飞行器，其中

所述推力产生装置被支撑用于相对于所述框架对称轴的枢转运动；并且所述改变装置包括用于使所述推力产生装置绕所述对称轴枢转的装置，以改变所述推力分量相对于所述对称轴的方向。

4. 根据权利要求 3 所述的飞机，还包括飞行员住所，包括座位装置；

以及用于绕所述对称框架轴旋转所述座椅装置的装置，该装置直接对应于所述飞行器的改变的推进方向。

5. 根据权利要求 1 所述的飞机，进一步包括

引导座椅装置，以及用于围绕所述框架对称轴旋转所述座椅装置的装置；

其中所述改变装置包括用于控制所述飞机飞行方向的装置，所述飞行员座椅装置可在对应于飞行方向的方向上旋转。

6. 根据权利要求 5 所述的飞机，还包括连接到所述驾驶员座椅装置的乘客座椅装置，用于随其旋转。

7. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中

所述改变装置包括支撑在所述推力产生装置下方的护罩，所述护罩包括用于在平行于所述对称轴的第一方向上引导来自辅助推力产生装置的推力的装置，用于改变所述推力方向的装置

在基本上垂直于所述第一方向的第二方向上推进；以及在所述护罩中往复运动的装置，其具有所述重定向装置被阻挡的一个位置，以及所述重定向装置至少部分打开的至少另一个位置。

8. 根据权利要求 7 所述的飞机，其中

所述护罩包括具有一部分管状装置。基本垂直于框架、对称轴延伸，以及

所述往复运动装置被可伸缩地支撑，用于在所述一个位置和所述至少一个其他位置之间运动。

9. 根据权利要求 7 所述的飞机，其中

所述框架包括用于围绕所述框架的对称轴旋转所述护罩的装置。

10. 根据权利要求 9 所述的飞机，还包括驾驶员座椅装置，以及

用于在所述框架内可旋转地支撑所述导向座装置的装置，

其中所述旋转装置与所述护罩的旋转直接对应地旋转驱动所述导向座装置。

11. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中

所述改变装置包括布置在所述推力产生装置下方的方向舵装置。

12. 根据权利要求 11 所述的飞机，其中所述方向舵装置关于所述框架对称轴对称。

13. 根据权利要求 1 所述的飞机，其中

所述飞行器包括位于所述推力产生装置下方的装置，用于重定向由所述推力产生装置产生的推力，所述舵装置由所述重定向装置支撑。

14. 根据权利要求 11 所述的飞机，其中

所述舵装置包括--设置在垂直于框架对称轴的平面

中的第一部分和设置在垂直于第一部分的平面中的第二部分。

15. 一种飞行器，包括：

a-具有对称轴的框架，包括 s-用于界定整个区域的装置

在所述框架内与环境空气连通；

包括升力产生表面的环形体，所述环形体被支撑用于在所述区域内旋转，并且具有与所述框架的对称轴基本重合的旋转轴；

支撑在所述环形体下方的所述区域中的装置，用于产生方向大致远离所述区域的推力分量；所述推力分量产生装置构成用于引起运动的装置。空气从周围环境进入并穿过所述框架内的所述区域，并越过所述环形体的所述升力产生表面，从而产生升力 20，该升力 20 用于克服整个飞行器的重量并向其施加升力；

将所述环形体与所述推力分量产生装置连接的装置，用于驱动所述环形体绕所述旋转轴线旋转，当所述环形体旋转时，为所述飞行器提供惯性稳定性；-还有

用于改变所述推力分量相对于所述对称轴的所述方向以控制所述飞机飞行方向的装置；

30. 所述驱动装置包括用于当所述环形体旋转时和当所述环形体旋转时保持所述旋转轴与所述框架的对称轴基本重合的装置。所述改变装置可操作来改变所述推力的方向

相对于所述对称轴的分量；

所述推力部件产生装置、所述环形体、所述驱动装置和所述改变装置全部设置在所述区域内。

40

45

50

55

60

65

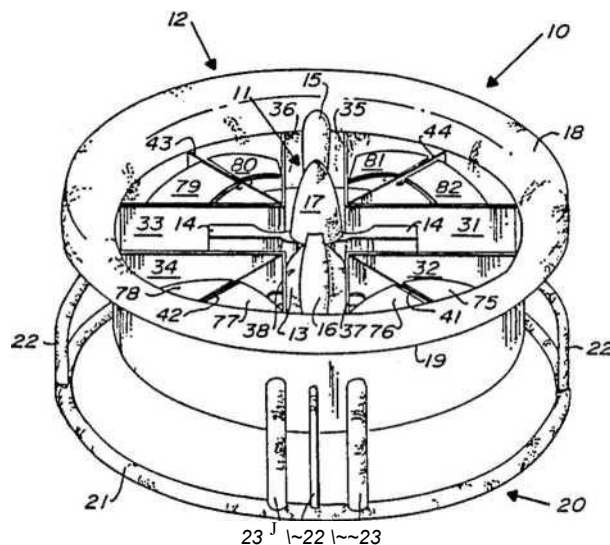
QQ475725346

一个还是一个

莫勒

4 795 111

1989 年 1 月



QQ475725346
禁止转载

图i

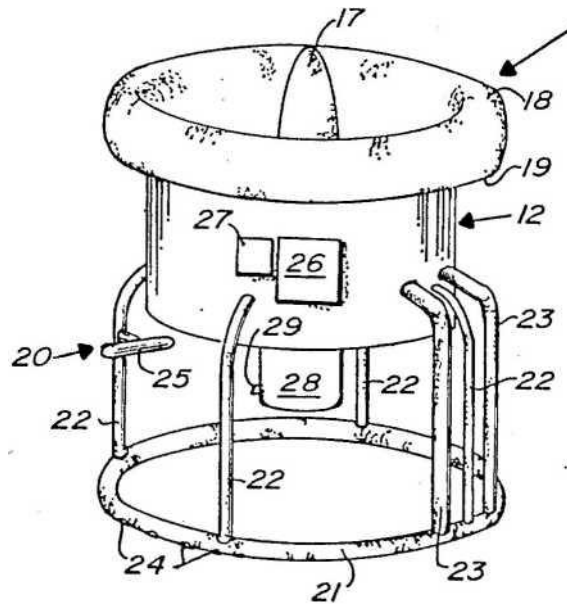


FIG. 2

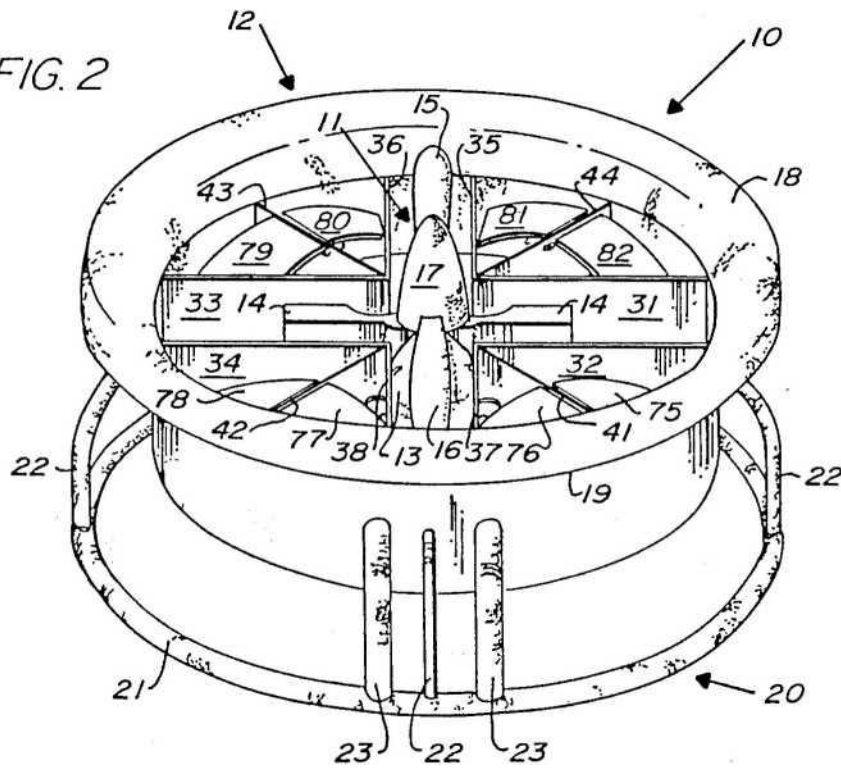
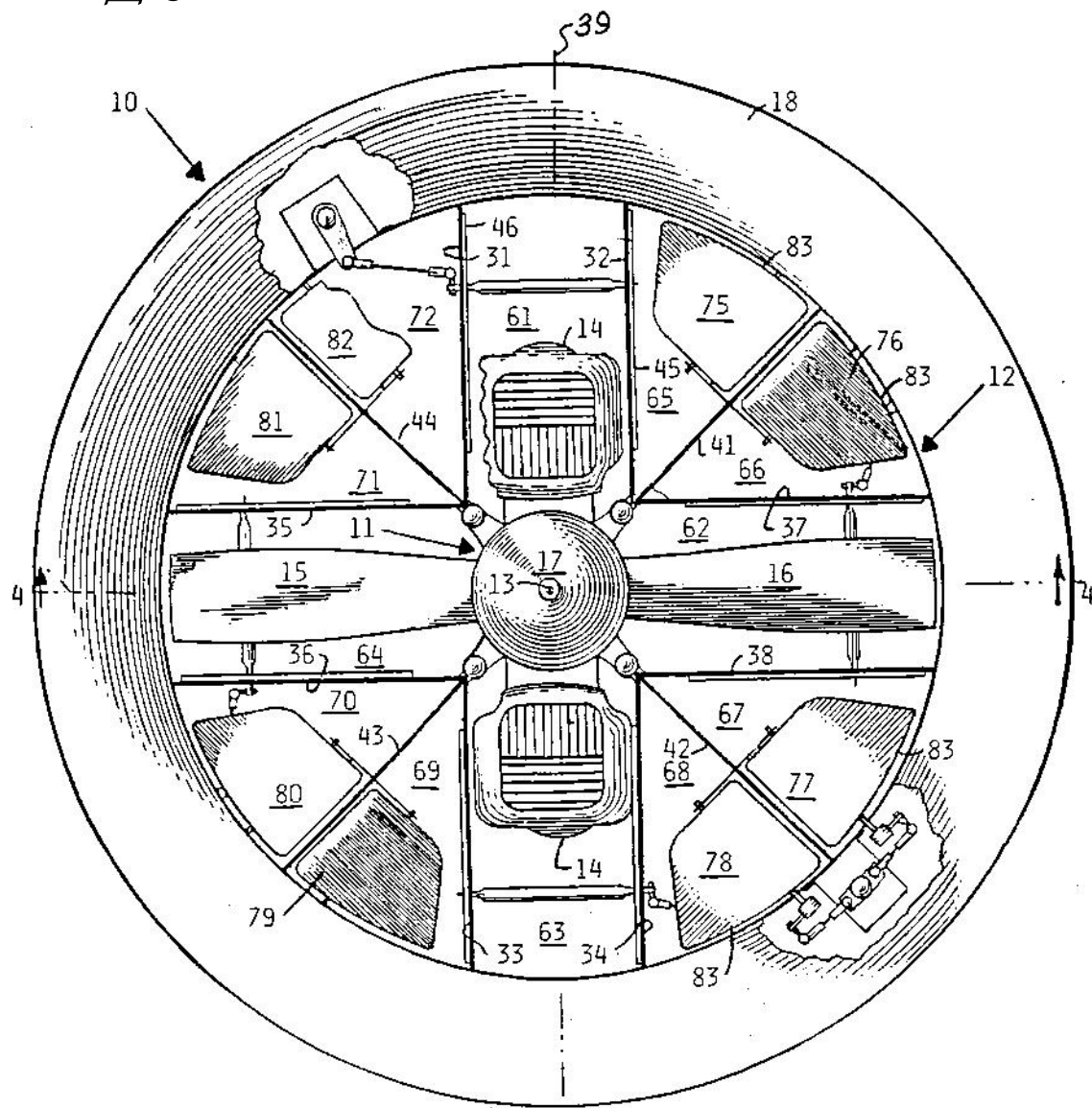
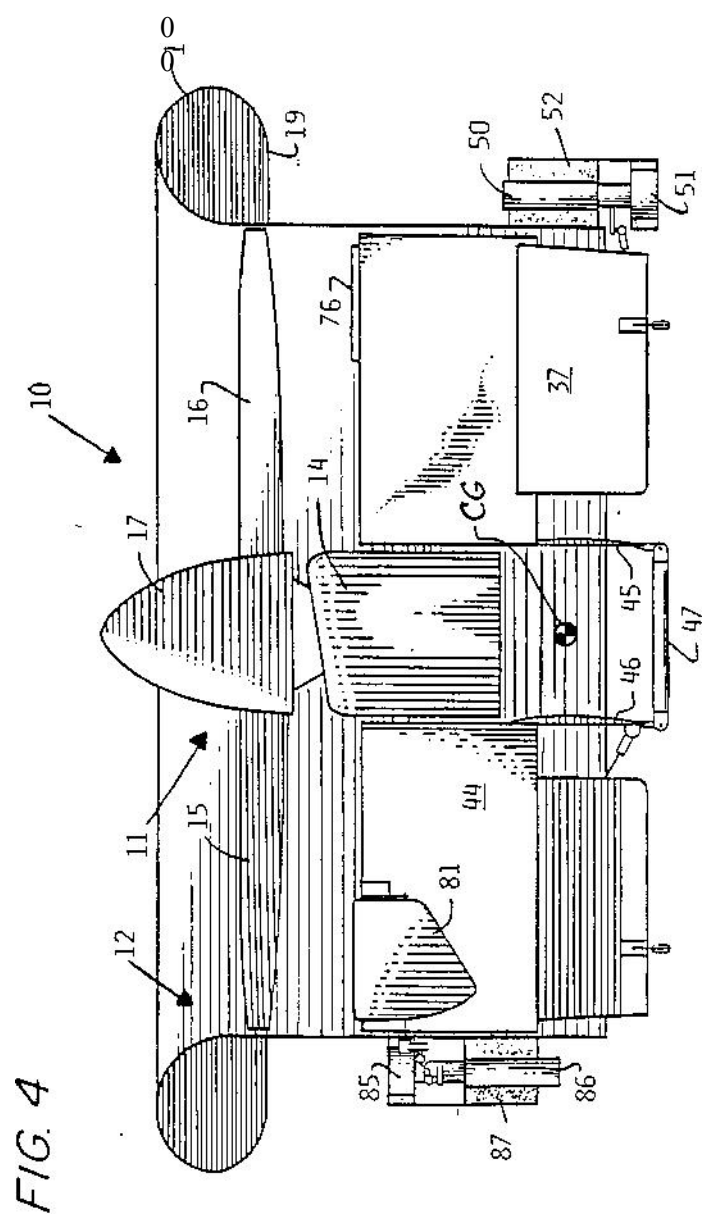


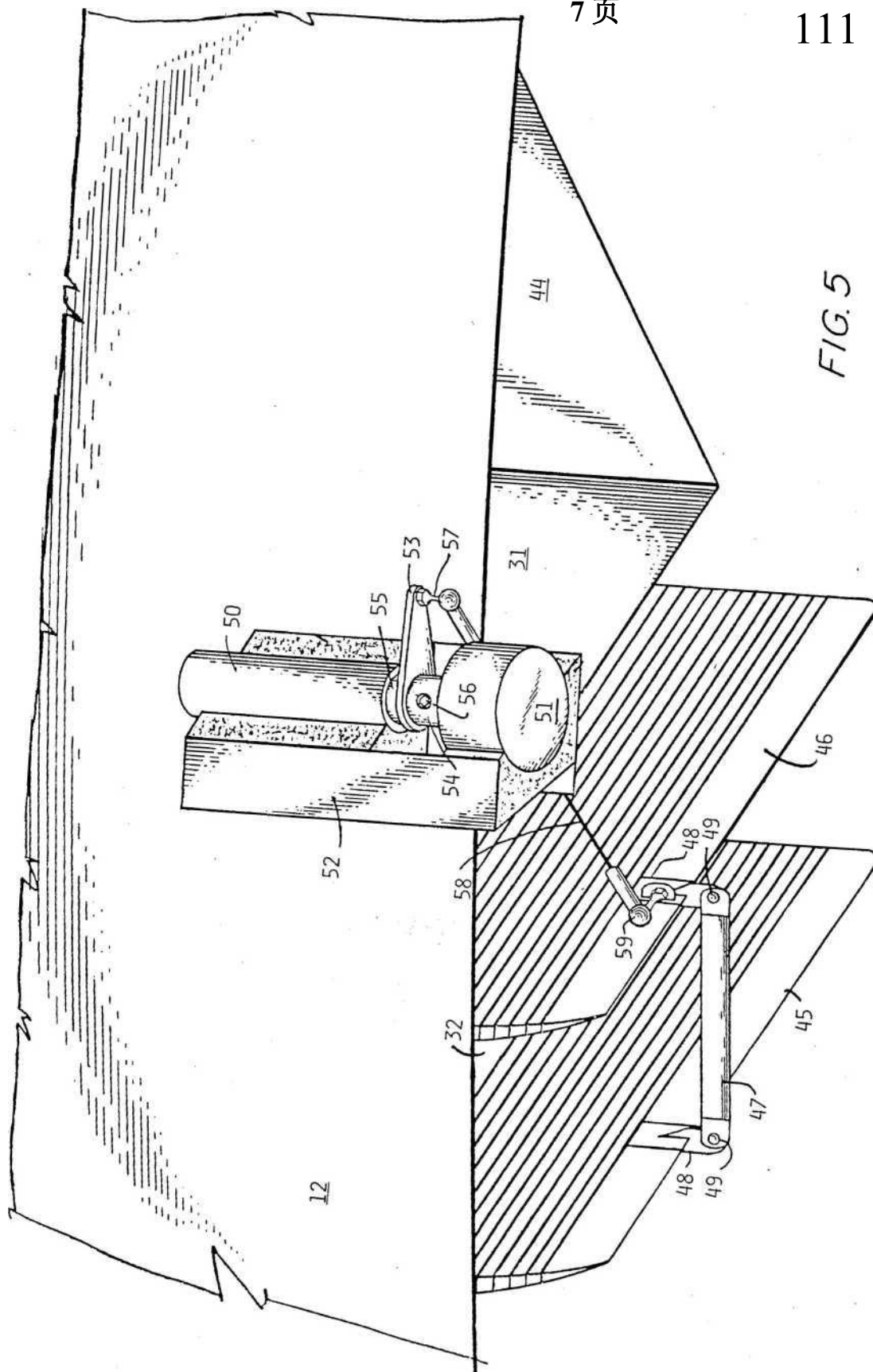
图 3





QQ475725346

禁止转载



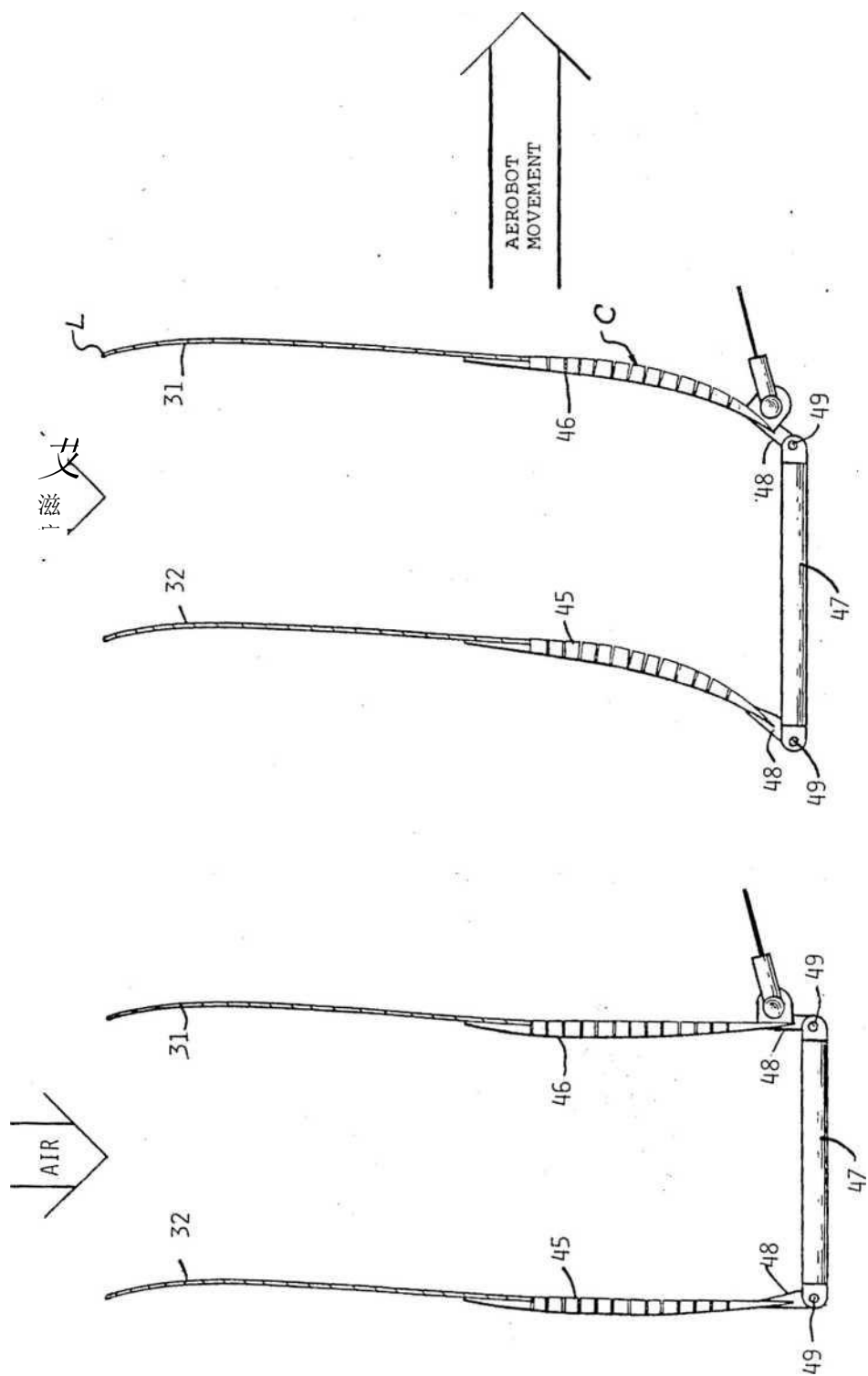


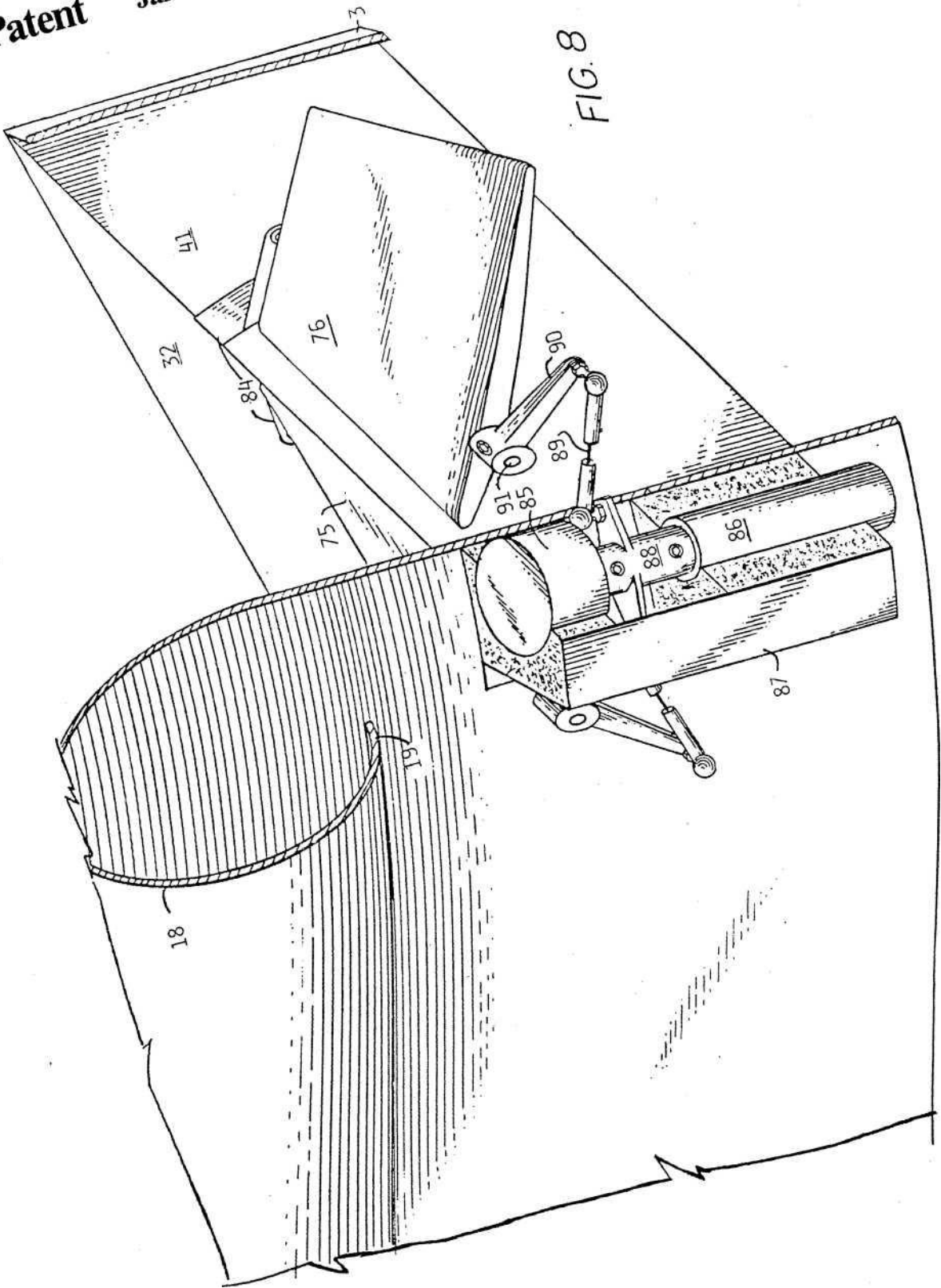
图 图 6 7

Patent Jan. 3, 1989

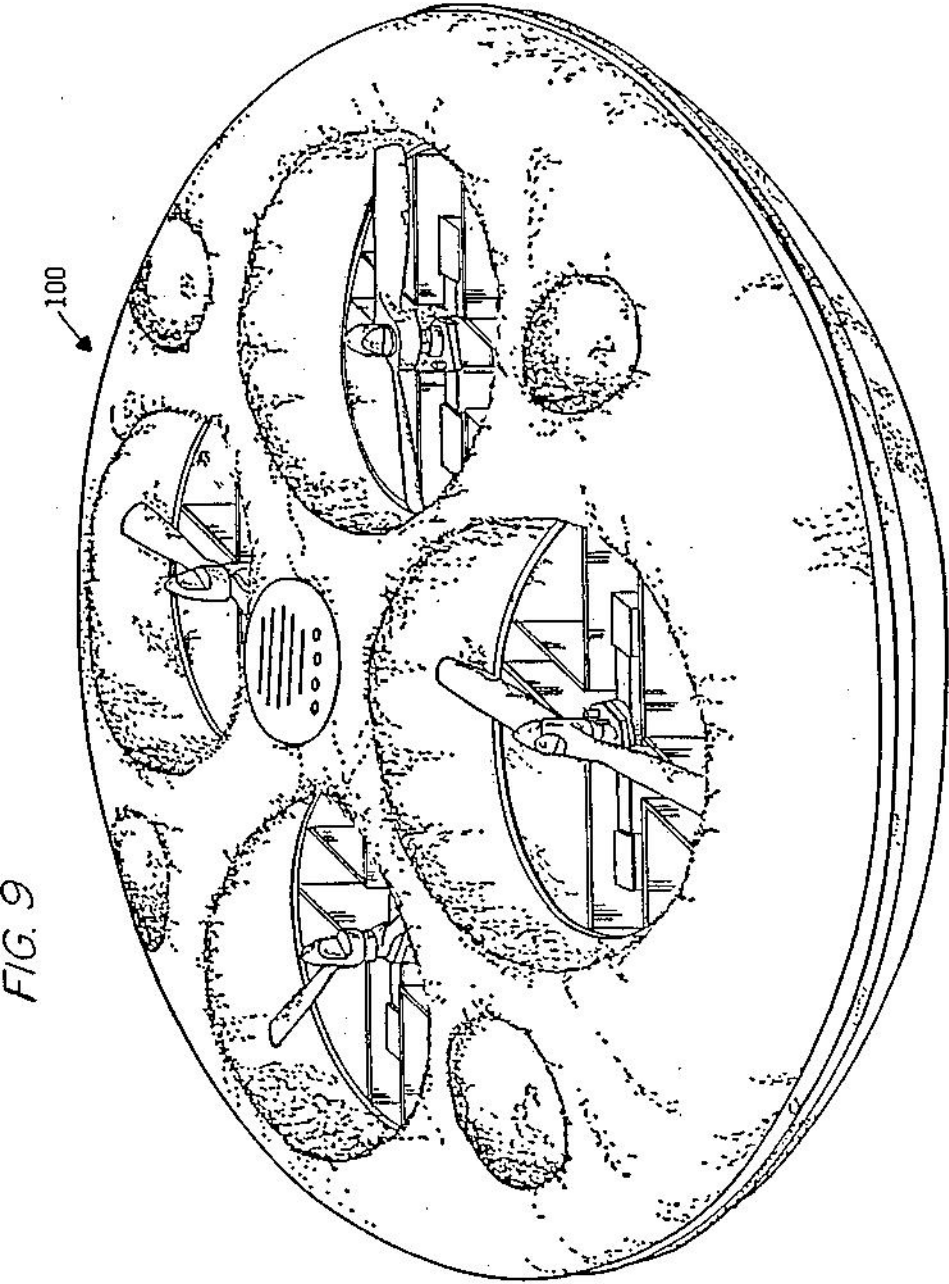
Sheet 6 of 7

4,795,111

FIG. 8



QQ475725346
ONE OR ET



机器人或遥控飞行平台

本发明涉及一种飞行平台，其可以是机器人或遥控的。本发明尤其涉及采用禁止转载涵道风扇的垂直起落飞机。

发明背景 1Q

即使是单引擎涵道风扇，垂直起落飞机也可以通过空中远程廉价地运送适度的有效载荷。例如，有效载荷可能是一个任务执行臂，用于清洁位于地面以上高处且难以到达的高压绝缘子。有效载荷可以是数据采集包，用于监狱或军事前线等环境。例如，这些涵道风扇垂直起落飞机可以在监狱安全情况下帮助警卫，或者可以用来寻找甚至摧毁 mili-20 坦克，因为坦克可以用非常轻的弹药摧毁。这种垂直起落装置也可用于清洁或检查高处、偏远和/或危险区域的设备，并用于数据采集，即使在恶劣环境中也是如此。它们可以用于远程喷漆或交通监控。他们可以执行例行检查和简单清洁等简单任务。它们可用于养牛场作业。

当然，这些只是可以使用这种飞机的例子。这些飞机不需要搭载 30 人，尽管在大型实施例中，这是可能的。它们可以完全由机器人控制，也可以通过电缆或无线电遥控。

迄今为止，这种设备的主要困难是获得精确的控制，并且以操作者容易使用的相对便宜的方式实现。

迄今为止，大多数控制这种车辆的努力都依赖于滑流中叶片的倾斜。根据它们的位置或偏转，这种叶片 40 能够提供适度的控制。例如，一个远低于重心的叶片倾向于使车辆围绕其重心旋转，从而使垂直升力矢量偏离重力方向，并产生一个横向推力分量，使车辆能够沿升力矢量的倾斜方向运动。然而，在这种情况下，也产生了二次抵消效应，因为叶片力与叶片弦成直角，并且方向与所需的运动方向相反；结果，这种反作用降低了作为控制手段的主要作用的有效性。当叶片安装在更靠近重心的位置时，这种反作用力变得更大，并趋于等于 55° 旋转升力矢量产生的力，因此没有任何控制力。

由于这一事实，这种叶片通常安装在螺旋桨或风扇后面很远的地方，因此需要很长的导管，或者导致系统由于阻力增加而降低了平移速度。经验表明，除了在低速和平静的条件下，这种类型的控制效果甚微。在侧风中，由于重心以下的部件，寄生阻力往往使飞机难以定向和控制。

阻碍单发动机涵道风扇飞机控制的另一个因素是旋转风扇及其发动机部件产生陀螺力矩。如果通过倾斜车辆来获得控制，那么这些回转力往往会干扰车辆的动作。这些回转力是非常依赖于时间的，并且当倾斜所需的修正率很高时，例如在湍流空气中，会妨碍对倾斜飞机的控制。尽管反向旋转风扇可能会有所帮助，但这些风扇价格昂贵、重量大且效率低。

另一种控制方法是在气流中使用扰流器。例如，如果想把垂直起落飞机向左移动，在气流中就要使用导管左侧的扰流器，这样就能减少该侧的推力。左侧会下降，因此车辆会倾斜，然后向左平移。虽然这是一种更积极的控制方式，但它有两个严重的负面影响：

- (1) 这往往会显著降低车辆的整体提升能力，特别是如果需要适度的高平移速度，或者即使在适度的侧风中也需要保持站位；
- (2) 俯仰和滚转轴线与垂直或升沉方向之间存在相当大的耦合。换句话说，当扰流板接合和脱离时，车辆下降和上升。

此外，在扰流板类型的控制，陀螺力矩继续提出了一个问题。

气流的严重破坏也对风扇的效率产生不利影响，并增加了风扇产生的噪音。

其他建议的控制方法包括风扇叶片角度的差动控制。虽然这可能是有效和高效的，但它也将是沉重的，降低了工资负担，并且非常昂贵。这种技术适用于直升机。对于小型单导管飞机，陀螺力矩会随着采用叶片或扰流器控制的系统而增加，事实上，与俯仰控制相关的陀螺力矩会变得极其沉重和昂贵。

偏转叶片和扰流板系统以及两者组合的广泛测试得出结论，要求车辆倾斜、产生控制力或提供平移的单发动机设计不实用，除非在理想环境和低平移速度下。

发明概述

■ 无论是利用单个发动机管道风扇还是利用多个这样的管道风扇，本发明都提供了独立于平移控制的俯仰和滚转控制。本发明采用叶片和扰流器，但方式不同。扰流板系统由车载惯性参考系统自动驱动，扰流板的展开仅是为了保持车辆升力轴平行于或重合于重力轴。绕俯仰和滚转轴线的惯性矩和扰流器的响应时间都被最小化，因此扰流器只需要很小的力。结果是升力损失很小；因此，俯仰和滚转控制与垂荡或垂直运动之间几乎没有耦合。远程飞行员可以配平车辆，但配平不用于控制俯仰和滚转轴的机动。

本发明中的所有扰流板在每个象限都成对出现。这确保了在使用扰流板时，不会产生可能使车辆绕垂直轴或偏航轴旋转的扭矩或力。支点

选择每个扰流板叶片的轴线,使其与扰流板上的扭矩作为其角度位置的函数而最小化的位置重合。这种定位减少了展开一对扰流器所需的扭矩量,因此减小了所需的伺服电机的尺寸。

大部分扰流器表面集中在最大导管直径附近,以最大化产生的控制力矩。优选地,扰流器由非常轻的材料制成,以最小化它们的惯性,并以最小的伺服电机功率获得快速的扰流器响应。

平移控制是通过使用不同类型的叶片获得的,柔性叶片代替枢转刚性叶片。在偏转叶片系统中,重要的是要认识到刚性叶片在用于偏转滑流时会产生两个主要问题:

- (1) 摆动刚性叶片产生的力相对于叶片角度的变化是高度非线性的,特别是当飞机接近失速状态时。
- (2) 刚性叶片在相当小的叶片偏转角度(通常小于 15°)下达到失速状态。然而,对于较大的平移力,例如以大于滑流速度三分之一的速度移动这种类型的车辆所需的力,滑流偏转就变得很大,大于 15° 。如果不是不可能的话,也很难在不使叶片失速的情况下用旋转刚性叶片实现这种偏转。

因此,本发明采用可变弯度叶片或襟翼,其连接到固定抗扭叶片的后缘,用于消除由风扇引入的涡流。

因此,本发明通过用叶片改变滑流的方向来获得平移控制,所述叶片设置有从上部固定刚性部分向下延伸的柔性拱部或襟翼,并且叶片安装成使得提供横向力的升力或力的中心 40 处于或尽可能接近车辆的重心。这种安装确保了可变弯度叶片或襟翼的偏转不会产生绕重心的显著力矩;如果产生这样的力矩,扰流板系统必须克服。小的耦合力矩由扰流板系统自动处理,并且由于平移控制,仅由俯仰和滚转轴周围产生的力产生。

这种叶片系统是这种设计成功的最重要因素之一。如果叶片的柔性部分在尺寸上等于刚性上游部分,那么刚性-柔性偏转叶片的横向力(或压力中心)出现在从前缘向后大约四分之三弦的位置。换句话说,压力或升力的中心似乎出现在叶片柔性部分的中心附近。事实上,这个位置是叶片偏转量的函数。对于更大的偏转,这个位置可能是正确的。对于小挠度,这个压力中心会更靠前。理想情况下,叶片上的左中心位于垂直轴上的车辆重心

本发明的可变弯度叶片的作用类似于机翼上的襟翼(或副翼)。这种襟翼可以包括 65 个相对较小的力,并且相对于它能够产生的力来说尺寸较小。因此,当可变弯度叶片系统采用两个或多个叶片时

平行地,产生了叶栅叶片效应。如果有必要的话,这种级联效应会将滑流偏转高达 90° 。然而,不太可能需要大于 30° 的偏转。

更简洁地概括,本发明包括机器人或遥控飞行平台。至少有一个管道风扇,包括动力装置、连接到动力装置并由动力装置驱动的水平安装的风扇,用于产生垂直向下的气流,以及在风扇周围和下方延伸的圆柱形导管,用于限制气流。在导管中是叶片系统,该叶片系统包括两对相互垂直的径向相对的大致矩形导管段,每个导管段由一对大致垂直的固定壁限定和界定,该固定壁平行于穿过导管的直径线延伸穿过导管。这些壁的每一对还限定了位于相邻壁对之间的扇形导管段的一个边界。形成壁的每个导管段包括上部刚性部分,该刚性部分具有固定到其下端的可变弯度瓣部。第一组遥控伺服电机用于改变每个襟翼的外倾角。在每对可变叶片中,两个襟翼的襟翼弯度在数量和方向上始终相同。

还有额外的刚性叶片平分象限。每个这样的附加叶片上安装有一对对称的扰流器,因此每个半象限有一个扰流器。每对扰流器可独立地(成对地)在基本上阻挡气流通过其象限的位置和基本上允许全部气流通过的位置之间连续移动。第二组遥控伺服电机用于控制相应的扰流器对的定位。

附图简述

图 1 是体现本发明原理的空气动力单引擎涵道垂直起落飞机的透视图,从略上方看。

图 2 是从更高的视角观察的图 1 的飞机的另一透视图 1。

图 3 是其俯视图。

图 4 是沿图 4 中 4-4 线截取的剖视图 3,其中一个扰流板显示为垂直,一个显示为水平。(这仅用于说明目的;这对副透总是一起行动。)

图 5 是图 1 的飞机的一部分的放大局部透视图 1,从下面看,显示了弯度叶片控制的一部分。

图 6 是一个导管部分的简化局部正视图,示出了两个未启动的弯叶片。

图 7 是类似于图 1 的视图 6 在弧形叶片启动的情况下。

图 8 是图 1 的飞机的一部分的放大局部透视图 1,显示了一对扰流板及其控制连杆。

图 9 是体现本发明的飞机的改进形式的透视图,具有四个螺旋桨和四个导管,没有扰流器。

优选实施例的描述

无花果。图 1 至 8 示出了具有螺旋桨 11 和导管 12 的单引擎涵道风扇垂直起落飞机 10。风扇或螺旋桨 11 水平安装在

轴 13, 并由其下方的单个发动机 14 提供动力。图示的螺旋桨 11 具有两个叶片 15 和 16 以及一个头部 17。

圆形导管 12 在其上端具有弯曲的凸缘 18, 并具有平坦的下边缘 19。如图 1 和 2 所示如图 1 和 2 所示, 导管 12 可以具有支撑构件 20, 该支撑构件 20 具有中空的底部或底部环 21 和四个支撑柱 22。环 21 也用作消声器, 并且通过一对垂直排气管 23 连接到发动机 14 的排气装置, 对于双缸发动机 14 有两个这样的排气管。废气沿着管 23 向下进入环 21, 并在排气口 24 处从环 21 流出, 10 围绕环 21 间隔开一定距离, 该距离从离开管 23 大约 90° 开始, 并以大约 45° 向下延伸。

天线 25 可以安装在一个支撑柱 22 上, 以拾取由遥控发射器(未示出)发送的控制信号。安装在导管 12 的外表面上的是系列控制装置, 每个控制装置都是标准类型的电子装置, 包括检测器和接收器 26, 以及控制发动机 14 和下面描述的各种杠杆系统的各种编程控制启动器 27。发动机 14 本身可以是汽油发动机, 并且在其下方可以具有燃料箱 28; 空气入口 29 位于一侧。对于小型飞机 10, 可以使用双缸发动机 14; 对于较大的飞机, 可以使用径流式发动机。

在导管 12 中有 12 个固定叶片 31、32、33、34、35、36、37、38、41、42、43 和 44。

八个相同的叶片 31、32、33、34、35、36、37 和 38 沿着两个相互垂直的轴线设置; 也就是说, 有四个叶片 31、32、33、34 布置成平行于一条直径线 39 的两个直径相对的多环芳烃 31、32 和 33、34(图 1)3), 并且有另外两对径向相对的叶片 35、36 和 37、38 平行于垂直于线 39 的径向线 41。每对叶片形成大致矩形的导管段, 相邻的叶片对形成大致扇形的导管段。这八个叶片 31-38 优选地不是简单的垂直平面, 而是优选地如图 1-3 所示的形状如图 6 和 7 所示, 并且它们各自具有连接到 35 它们的下边缘或后缘的可变外倾角襟翼 45 或 46。

对于偏航控制, 或关于垂直轴的控制, 所有八个叶片 31 至 38 的襟翼 45 和 46 在相同的旋转方向上一起移动, 导致关于垂直轴的扭矩。对于平移控制, 两个直径对的挡板 45 和 46 一起移动(见图 7), 而另一对径向翼片 45 和 46 或者不移动或者在禁止转载方向上移动。结果, 产生一个力, 用于以一个速度水平加速车辆 10, 直到其空气阻力等于其可排气的平移力的点。

优选地, 每个弧形挡板 45-46 的面积等于其各自的叶片 31-38 的面积。结果, 叶片-襟翼组合的压力中心出现在从前缘 L 向后的四分之三弦位置 C 处, 即靠近弧形襟翼 45 或 46 的中心, 这是叶片压力中心出现的地方。该压力中心保持尽可能靠近由飞机 10 的重心占据的沿垂直轴的位置, 并且优选在襟翼 45-46 的垂直末端的限度内。

每对折板 45 和 46 通过拉杆 47 连接在一起, 拉杆 47 的每一端都有一个挂钩夹 48, 挂钩夹 48 由一个销 49 枢轴连接到拉杆 47 上, 如图 4 所示 5, 通过伺服系统- 55

马达 50。伺服电机 50 由遥控电位计 51 驱动, 两者都在泡沫橡胶配合的外壳 52 中。伺服电机 50 通过叶片控制臂 53 作用在连杆 47 上, 该控制臂 53 具有通过凹进的内六角螺钉 56 保持在伺服电机轴 55 上的套筒 54。臂 53 可以通过球窝接头 57 作用在拉杆 58 上, 拉杆 58 通过另一个球窝接头 59 作用在拉杆 47 上。

其他四个叶片 41、42、43 和 44(图 2)是刚性的, 并且从导管 12 的壁向内延伸, 以平分由相互垂直的叶片 32、37 和 38、3-4 和 33、36 和 37、31 形成的直角(图 2)3)。换句话说, 叶片 41、42、43 和 44 与八个径向叶片 32、37 和 38、34 和 33、36 和 35、31 成 45° 角。优选地, 这四个叶片 41、42、43 和 44 不是简单的垂直平面, 而是形状类似于图 1 和 2 所示叶片的刚性上部 6 和 7(但没有可变弯度叶片的附件)。

在叶片 31 和 32 之间是大致矩形的导管段或通道 61; 在叶片 33 和 34 之间是径向相对的矩形通道 63。叶片 35 和 36 之间的矩形通道 64 和叶片 37 和 38 之间的矩形通道 62 与这些开口成直角。因此, 在叶片 32 和 37 之间是被叶片 41 分成两个相等通道 65 和 66 的象限; 在叶片 38 和 34 之间是被叶片 42 分成两个相等通道 67 和 68 的扇形导管段; 在叶片 33 和 36 之间是被叶片 43 分成两个通道 69 和 70 的扇形段; 并且在叶片 35 和 31 之间是被叶片 44 分成两个通道 71 和 72 的扇形段。

每个叶片 41、42、43 和 44 优选支撑一对扰流器 75、76 或 77、78 或 79、80 或 81、82, 每个通道 65、66、67、68、69、70、71 和 72 一个。扰流器 75-82 每个都具有与导管 12 同心的圆弧外缘 83, 并且在其他方面通常为梯形, 以在完全关闭或水平位置时填充它们各自通道 65-72 的大部分外部, 如图 2 和 3 所示 2 和 3。当向下旋转到它们的完全打开或垂直位置时, 它们通常平行于它们各自的叶片 41-44, 如图中的 81 所示 4, 并且在 65-72 段占据很小的空间。

扰流器 75-82 各自通过张力支架 84 由它们相关的叶片 41-44 支撑, 并被操作, 如图 1 所示 8, 通过一个远程激活系统, 该系统包括一个电位计 85, 该电位计由一个壳体 87 内的伺服马达 86 支撑。像伺服马达 50 一样, 伺服马达 86 通过连杆臂 88 和牵引连杆 89 以及在轴 91 上旋转的杠杆臂 90 来操作, 连杆臂 88 和牵引连杆 89 在每一端具有球窝接头。

在每个象限中, 单个伺服电机 86 操作一对扰流器 75、76 等。; 以便在每个象限中扰流器成对出现。此外, 每个扰流器的枢转轴沿着扰流器上的扭矩作为其角位置的函数被最小化的位置, 并且与该位置重合; 因此, 展开该扰流器所需的扭矩减小, 并且伺服电机 86 的尺寸保持较小。由于每个扰流器 75-82 的表面都集中在导管壁附近, 因此产生的控制力矩最大。每个扰流器可以由轻质木材制成, 以最小化其惯性并为其伺服电机 86 提供快速响应。

偏航力和平移力的功能混合优选通过控制电路 27 以电子方式完成，车辆 10 采用八个独立的伺服电机 50 和 86 进行控制。因此，有四个伺服电机 50 用于偏航或平移控制，四个伺服电机 86 用于俯仰和滚转控制。一个伺服电机控制一组平行的偏航叶片或一对扰流板。

该用于控制飞行器 10 飞行的系统具有额外的能力，即能够^将飞行器 10 配平到非垂直位置，并通过使用平移控制力来保持该位置。当使用刚性连接的电视摄像机时，这可能是一个非常重要的优势，并且通过万向移动车辆而不是万向移动摄像机来引导电视摄像机进入视觉平面。这一点的重要性可以从阿基拉遥控飞行器(Aquila RPV)军事侦察无人机中使用的万向节的成本高于飞机和其上的其他电子设备的成本，所有这些加在一起。

通过俯仰和滚转控制与平移控制分离的控制方法也适用于有人驾驶飞机和无人驾驶飞机。

如果飞机采用多个导管，如图 1 所示的飞机 100 的情况 9，则扰流器 25 的方法可以通过单独的风扇距距控制或单独的节气门发动机控制来增加或甚至被改变单独导管中推力的系统所替代。

对于本发明 30 所涉及领域的技术人员来说，在不脱离本发明的精神和范围的情况下，本发明的许多结构上的变化和广泛不同的实施例和应用将会显现出来。此处的公开和描述纯粹是说明性的，并不打算在任何意义上进行限制。

声称的是：

1. 一种飞行平台，其组合包括：至少一个管道风扇，包括动力装置；水平安装的螺旋桨，其具有连接到所述动力装置并由所述动力装置驱动的叶片 40，用于产生垂直向下的气流；以及圆柱形管道，其具有围绕所述螺旋桨并在所述螺旋桨下方延伸的外缘，用^{于限制所述}气流；以及 45

所述导管中的叶片系统包括四对第一叶片，每对叶片彼此平行，并平行于从所述边缘向导管中心延伸的导管端部的直径^线。每个所述^{第二}叶片的叶片提供^一对限定大致矩形导管通道的大致垂直的壁，相邻对的壁限定象限形导管通道，每个所述第一叶片具有上部固定的，55 ^{刚性}部分和从其悬垂的可变外倾角襟翼，以及用于改变每个所述襟翼的外倾角的第一伺服电机和联动装置，使得与特定的一对所述第一叶片相关联的翼片的弯度总是相同的 ^{gg} 量，所述翼片沿着所述导管的垂直轴线定位，使得所述平台的重心位于所述翼片的上端和下端的界限内，由此所述翼片可用于向所述平台提供偏航和平移 65° 力，而不会围绕所述重心传递显著的俯仰和滚转力矩。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行平台，包括四个第二叶片，一个将每个所述象限形通道一分为二，对称的成对扰流器装置，设置在每个所述扇形通道中，并安装在所述第二叶片之一上，每个所述成对扰流器装置可在基本上阻挡通过所述扇形通道外部的气流的位置和允许基本上全部气流通过的位置之间独立移动，以及第二伺服马达和联动装置，用于选择性地和对称地改变每对所述扰流器装置的挡板的位置。

3. 权利要求 2 的平台具有接收装置响应遥控信号来驱动每个所述伺服马达和联动装置。

4. 根据权利要求 1 所述的平台，其中每个所述第一叶片的面积和每个所述弧形襟翼的面积基本相等。

5. 根据权利要求 1 所述的平台，其中每个所述挡板的垂直高度大约等于其相关的所述刚性部分的垂直高度。

6. 根据权利要求 1 所述的平台，其具有地面支撑组件，所述地面支撑组件还用作所述动力装置的排气和消声系统，所述动力装置是具有排气口的内燃机，所述支撑组件包括：

位于平行于所述导管的上端和下端的平面中的底部中空环，

将所述环连接到所述导管的支撑柱，以及

将所述环的内部连接到所述排气口的排气管；

所述环具有排气口，该排气口从最近的排气管围绕所述环至少 90°，所述环排气口从所述环的平面向下大约 45°。

7. 根据权利要求 1 所述的飞行平台，具有多个所述管道风扇，每个管道风扇具有所述叶片系统。

8. 机器人或遥控飞行平台，包括。组合：

至少一个管道风扇，包括动力装置、具有叶片并连接到所述动力装置并由所述动力装置驱动的水平安装的螺旋桨，用于产生垂直向下的气流，以及具有围绕所述螺旋桨并在所述螺旋桨下方延伸的外缘的圆柱形管道，用于限制所述气流，

所述导管中的叶片系统包括两对相互垂直的径向相对的第一叶片，每个叶片从所述边缘向导管中心延伸，每对所述第一叶片提供一对大致垂直的壁，该壁平行于穿过所述导管的直径线。导管，所述壁在成对的所述第一叶片之间限定导管通道，并在相邻的成对叶片之间限定象限，每个所述第一叶片具有上部固定刚性部分和从其上悬垂的可变弯度叶片，以及用于改变每对所述叶片的弯度的第一伺服马达和连杆装置，使得每对第一叶片的叶片的弯度总是相同的量，

四个第二叶片，一个平分每个所述象限，在每个所述象限中安装在一个所述第二叶片上的一对对称的扰流装置，每对扰流装置可在基本上阻挡气流的位置之间独立地连续移动

禁止转载

4, 795, 111 9可在干扰通过相关导管通道的气流的位置和允许

通过所述象限的外部并允许基本上全部气流通过的位置,基本上全部气流通过的10位置之间悬垂移动;和
用于每对所述阻流板装置的第二伺服电机和联动装置,用于第二伺服马达和联动装置,用于对称地改变每对所
对称地改变其所述阻流板装置的位置,以及响应遥控信号的述扰流装置的位置。

接收装置,用于驱动每个所述第一和第二伺服电机和联动装置14. 根据权利要求13所述的平台,其中每个所
述第一叶片的面积和每个所述弧形襟翼的面积基

9. 根据权利要求8所述的平台,其中每个所述第一叶片的面本相等。
积和每个所述弧形襟翼的面积相等。

10. 根据权利要求9所述的平台,其中每个所述挡板的垂直直挡板的垂直高度大约等于其相关的所述刚性部
高度大约等于其相关的所述刚性部分的垂直高度。15 分的垂直高度。

11. 根据权利要求8所述的平台,具有地面支撑16. 根据权利要求12所述的平台,具有地面支
还用作所述动力装置的排气和消声系统的组件,所述动力装置撑组件,该地面支撑组件还用作所述动力装置的排
是具有排气口的内燃机,所述支撑组件包括: 20 气和消声系统,所述动力装置是具有排气口的内燃
位于平行于所述导管的上端和下端的平面中的底部中空环,机,所述支撑组件包括:

将所述环连接到所述导管的支撑柱,以及 位于平行于所述导管的上端和下端的平面中的底
将所述环的内部连接到所述排气口的排气管; 部中空环;

所述环具有排气口,所述排气口从最近的排气管围绕所述环将所述环连接到所述导管的支撑柱;和
至少90°,所述环排气口从所述环的平面向下大约45°。 30 将所述环的内部连接到所述排气口的排气管;

12. 一种飞行平台,其组合包括:至少一个包括动力装置的管所述环具有排气口,所述排气口设置在离最近排
道风扇,一个 管至少90°的环周围,所述排气口从所述环的平
水平安装的螺旋桨,其叶片连接到所述动力装置并由所述面向下大约45°。

动力装置驱动,用于产生垂直向下的气流,35以及圆柱形17. 根据权利要求12所述的飞行平台,具有多
导管,其具有围绕所述螺旋桨并在所述螺旋桨下方延伸的个所述管道风扇,每个管道风扇具有所述叶片系统。

外缘,用于限制所述气流;和 18. 根据权利要求13所述的飞行平台,具有多
所述导管中的叶片系统包括多个第一叶片,每个第一叶片个所述管道风扇,每个管道风扇具有所述叶片系统。

从所述边缘40朝向导管的中心向内延伸,每个所述第一叶片19. 一种飞行平台,组合包括:
提供大致竖直的壁,该壁与相邻的壁协作以限定竖直延伸至少一个管道风扇,包括动力装置、水平安装的螺

的导管通道,至少一些所述第一叶片具有上部固定刚性部旋桨和圆柱形管道,螺旋桨具有连接到所述动力装
分和下部45,该下部45包括可变弯曲叶片,以及用于改置并由所述动力装置驱动的叶片,用于产生垂直向
变每个所述襟翼的外倾角的第一伺服电机和联动装置,所下的气流,圆柱形管道具有在所述螺旋桨周围和下

述襟翼沿着所述导管的垂直轴线定位,使得所述平台的重方延伸的外缘,用于限制所述气流;和
心位于所述襟翼的上下末端的50°范围内,由此所述襟翼所述导管中的叶片系统,包括多个叶片,每个叶片

可用于向所述平台提供偏航和平移控制力,而不会围绕所从所述边缘向内朝向导管的中心延伸,每个所述第
述重心传递显著的俯仰和滚转力矩。 55 一叶片提供大致垂直的壁,该壁与相邻的壁协作以

13. 根据权利要求12所述的飞行平台,进一步包括: 限定垂直延伸的导管通道,以及与所述叶片相关联
固定到至少四个正交延伸的叶片上的多对对称的扰流器装用于向所述平台提供偏航控制力的装置;

置,每个扰流器装置延伸到相邻的导管60通道中,每对所多个对称的扰流器装置对固定在 at 上。至少四个
述扰流器装置是独立的 正交延伸的叶片,每个扰流器装置延伸到相邻的导

管通道中,所述一对扰流器装置中的每一个可在干
扰通过相关导管通道的气流的位置和允许基本上
全部气流通过的位置之间独立移动;和
第二伺服马达和联动装置,用于对称地改变每对所
述扰流装置的位置。

美国专利[w

哈蒙

[11]专利号:

4, 804, 156

[45]专利日期:

二月。14, 1989

[54]圆形飞机

外国专利文件

[76]发明人: 罗德尼·哈蒙, 伯内特路 4288 号。加利福尼亚州林肯市, 邮编: 95648

474805 8/1974 ■澳大利亚 244/12.2
750805 1/1967 加拿大 d 244/12.2

主考官——盖伦·赤脚

助理审查员——罗德尼·科尔

[21] 应用。编号: 78, 905

[57]摘要

[22] 归档: 1987年7月28日

本发明涉及圆形飞行器, 尤其涉及具有用于提供水平和垂直推力的叶轮的圆形飞行器。提供内部框架来定义外部框架。凸-凸形状的圆周、叶轮外壳、控制器、乘客和货物部分以及附件支架。飞机上有方向控制和反向旋转控制装置。提供电源来驱动叶轮, 以及内燃机形式的备用电源。

[51] Int. a?B64C
39/06

[52] 美国 244/23°C

[58]。搜索区域 244/12.2, 23 R, 23 C,

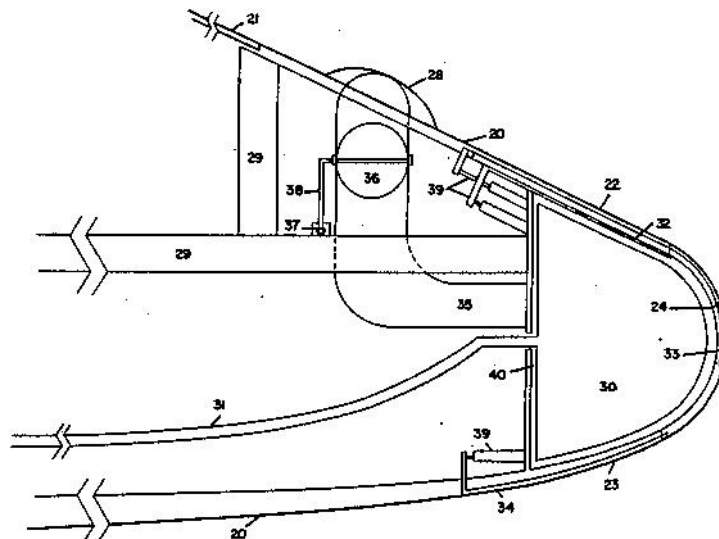
244/58,
60

1 项权利要求, 4 张图纸

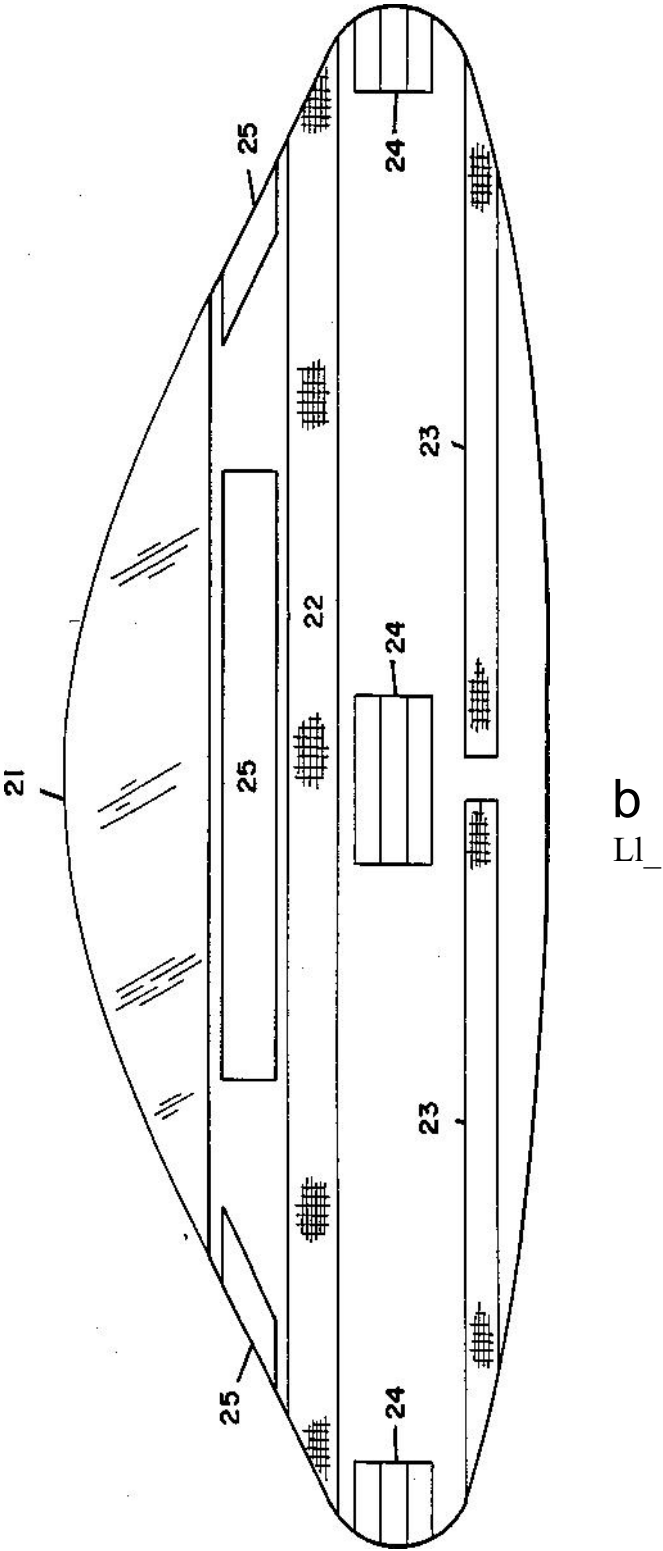
[56]引用的参考文献

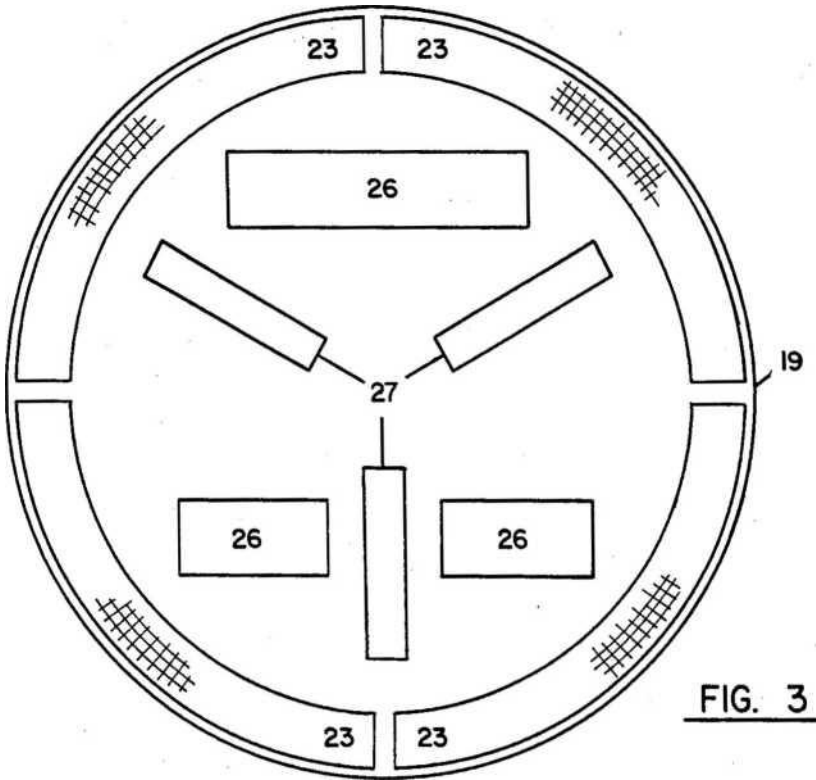
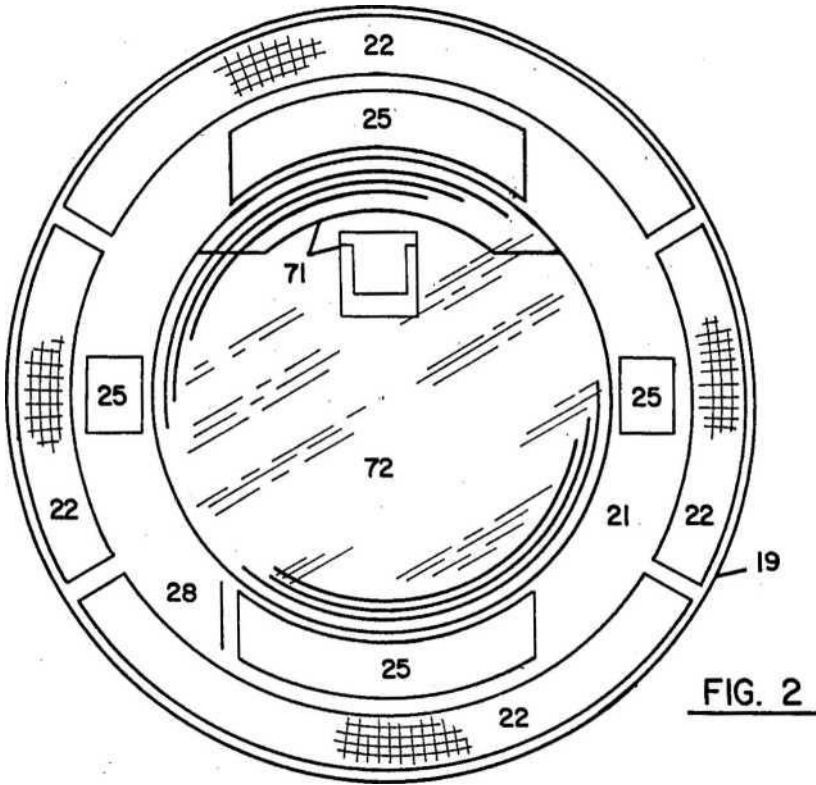
美国专利文件

- 2, 462, 201 2/1949 Kilgore 等人 244/60
- 2, 567, 392 9/1951 零 ■ 244/23°C
- 2, 935, 275 5/1960 '格雷森 244/23°C
- 4, 605, 185 8/1986 Reyes 244/58



开或关





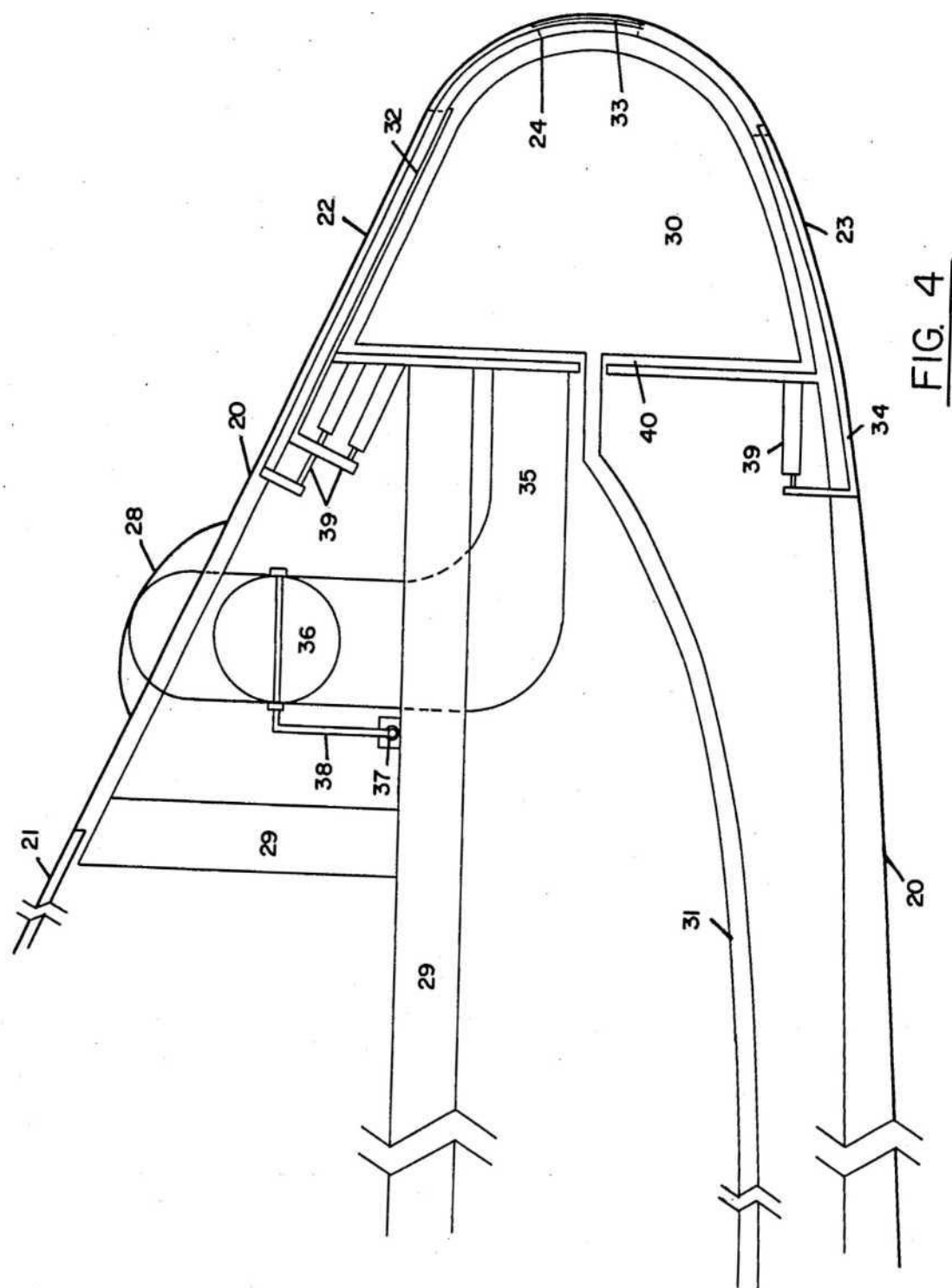


FIG. 4

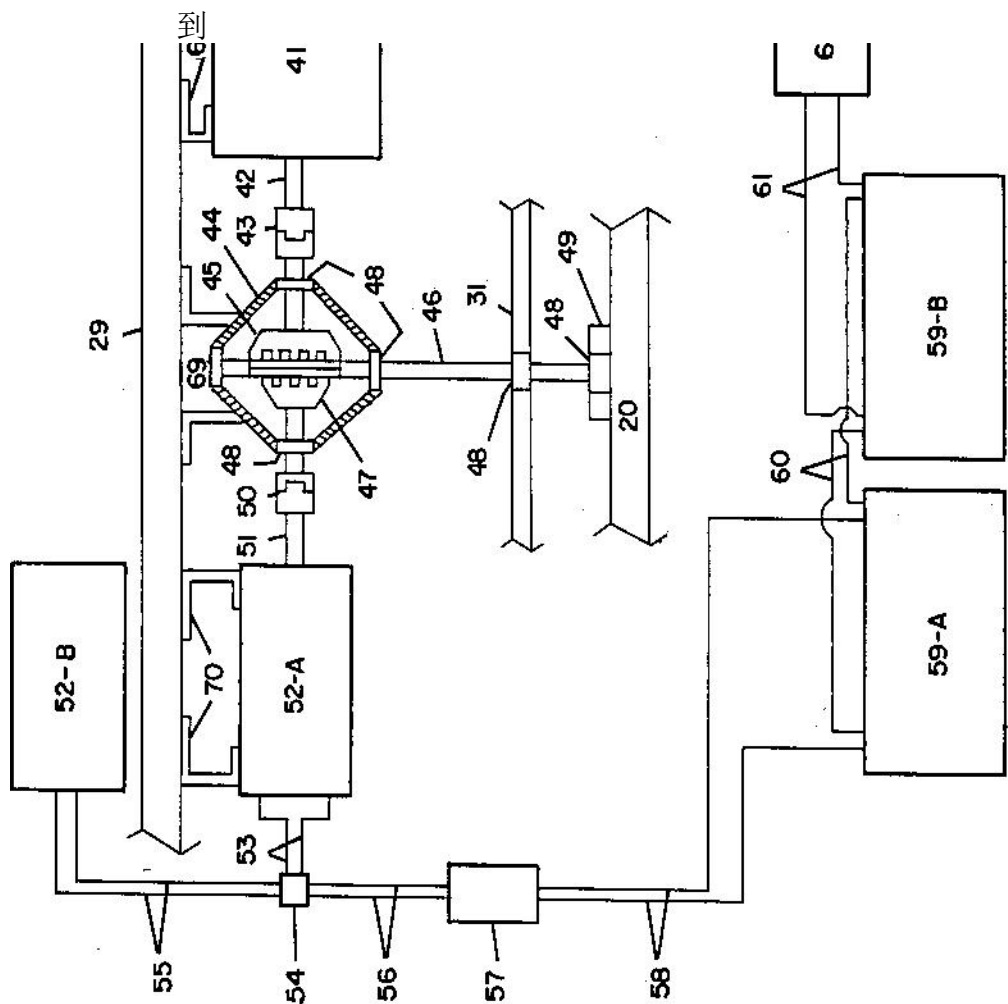


图 5

1 圆形飞机

本发明涉及飞机，尤其是圆形飞机，这是垂直起飞和着陆最理想的设计，是本发明的几个主要目的之一。

在考虑上升和下降飞机的概念时，必须认识到这种飞机相对于常规类型飞机的优势。十大优势之一是安全。在大多数地区，常规飞机需要飞机起飞和降落，以高速率和相对较低的高度飞越人口密集地区相当长的距离，如果发生机械故障，生命和财产损失的危险很大。利用本发明，由于其能够以低得多的速度和非常小的噪音直接下降到其端口上，这被最小化。因为它有能力做到这一点，它创造了另一个优势，经济，因为它不需要跑道，对港口的要求更低。

虽然已经为这种特殊类型的飞机颁发了其他专利，但它们看起来都非常复杂，制造成本非常高。本发明的另一个目的是提供一种设计简单、建造和操作成本有效的垂直升降飞机。

本发明的其他目的是提供一种设计和构造基本上为圆形的飞行器，其中升力是通过圆形设计的、围绕周边容纳的叶轮来实现的，该叶轮被设计成吸入空气并迫使空气向下和向外。所述叶轮通过两个或多个臂连接到中央动力源。提供一个肋型结构的外部框架，等间距形成一个 35° 的圆形。以提供预应力桁架设计的内部框架来容纳乘客/货物和控制中心，并有助于从整体上支持本发明。以提供三角形间隔的起落架，用于本发明的上升和下降 40 度。提供一种设计，该设计使用战略性放置的进气口和排气口，由滑动面板控制，以控制向前、向后和侧向运动。为了进一步提供从动力叶轮的壳体延伸的空气导管，端子 45 位于飞行器的外周。空气的排出由阻尼器控制，以对抗由动力叶轮的定向旋转引起的飞行器的旋转。另一个增加的功能是在飞行中控制飞行器，如果出现电源故障，则用于滑行目的，即外部控制襟翼类似于传统飞机机翼上的襟翼。

当结合本发明的以下详细描述和附图时，上述目的和优点以及其他目的和优点对于本领域技术人员来说将变得显而易见。

在附图中，附图仅被视为说明性的：

图 1: 是本优选发明的前视图，显示了侧排气口的优点。

图 2: 是一个俯视图，显示了客舱、屏蔽进气区域和外部顶部控制襟翼的优势。

图 3: 是底部平面图，显示了屏蔽垂直排气区域、底部外部控制襟翼和起落架的优点。

2

图 4: 是横截面图，有利地示出了用于反向旋转控制的空气导管和受控挡板、排气口滑板和控制气缸、动力叶轮壳体和示例性叶轮叶片和连接臂的部分。

图 5: 是一个示意性的示意图，显示了动力叶轮、发电系统和再发电系统的电源优势。

现在更详细地参考附图，在(图 1)是空气动力学设计的圆形飞机的前视图，该圆形飞机包括从水平方向倾斜到透明座舱盖 21 的主体 19，座舱盖 21 容纳乘客/货物区 72 和控制中心 71(图 1)2)。

四个或更多个侧排气口 24 围绕飞行器的圆周放置，以提供向前、向后和横向运动。一旦飞行，外部控制襟翼 25 和 26 也用于飞行器的总控制和所有运动角度(图 1 和 2)。1、2 和 3)放置在飞行器的前面、后面和侧面、顶部和底部。

提升是通过动力叶轮 30 的旋转来实现的(图 4)位于围绕本发明圆周的外壳 40 中。动力叶轮 30 将具有通过顶部筛网 22 吸入空气的设计(图 1 和 2)。1、2 和 4)来驱动叶轮外壳 40(图 4)并迫使其向下、向外和向后。进气量将由滑板 32 控制(图 4)战略性地放置在遮蔽区域 22 下方的飞行器 19 的顶部周围。滑板 32 将由气压缸 39 控制(图 4)或以其他方式(未示出)。当空气被吸入并被迫向下时，策略性放置的滑板 34(图 4)位于屏蔽区域 23 下方的底部周围被打开，允许空气被向下推动，从而迫使本发明 19 向上。本发明 19 在起飞时的平衡是通过在圆周的必要点对底部滑板 34 进行节流来实现的。

当达到期望的高度并且期望向前运动时，滑板 24(图 4)在本发明的后部位置，19 部分打开以提供向前的推力，同时滑板 34 关闭，滑板 32 的一部分关闭，从而允许在本发明的前部进气。

一旦本发明 19 在飞行中，本发明 19 的姿态通过操纵和协调外部控制襟翼 25 和 26 来实现(图 1 和 2)。1、2 和 3)和滑动端口控制 32、33 和 34(图 4)。姿态控制的协调可以通过现代技术计算机系统(未示出)来实现。

为了对抗由动力叶轮 30 的旋转引起的本发明 19 的旋转，提供了空气导管系统 35(图 1)。4)从叶轮外壳 40 延伸到本发明 19 的外部，通过护罩 28 排放到大气中 2 和 4)。通过在连接到控制臂 38 的管道系统中提供挡板来实现对空气流向大气的控制，控制臂 38 连接到控制缸 37。

(图 5)详述了本发明 19 的动力叶轮 30 的动力源，从禁止转载充满电的电池组 59a 和 59b 开始，示出了电池组 59a 和 596 之间的连接线 60。来自电池组 59a 和 596 的电线 61 从电压转换器电线 63 进入电压转换器 62

QQ475725346
禁止转载

输入一个。配电板 64、电线 65 从配电板 64 连接到变速控制开关 66，电线 67 从变速控制开关 66 连接到电动机 41，电动机 41 通过安装支架 68 安装到内部框架 29。当电动机 41 转动时，动力被提供给轴 42，轴 42 通过轴承 48 通过耦合器 43 连接到驱动齿轮 45，驱动齿轮 45 连接到齿轮驱动轴 46，齿轮驱动轴 46 通过轴承 48 延伸穿过齿轮箱 44 并连接到动力叶轮臂 31。齿轮驱动轴 46 终止于轴承 48，轴承 48 装在轴承箱 49 中。安装在外部框架 20 上。

15

为了延长电池组 59a 和 596 的最终电力消耗，提供了用支架 70 安装到内部框架 29 的发电系统 52。发电系统 52 由连接的齿轮 47 驱动。通过轴 51 连接到发电系统 52a 的齿轮驱动轴 46、20，轴 51 穿过轴承 48 中的差速器壳 44 并被耦合器 50 中断。作为。发电系统 52a 转动，电力通过电线 53 被馈送到双向开关 54。电线从双向开关 54 连接到高安培数的电池充电器，该充电器依次。通过导线 58 向电池组 59a 和 596 提供快速的高电流充电。

在该系统耗尽自身至非 30° 运行点之前，提供了一个备用发电系统的例子“■526”，该系统通过电线 55 连接到由内燃机(未示出)驱动的双向开关或其他装置(未示

出)。有可能。还可以提供太阳能电源 35(未示出)。

我的详细描述。本发明的优选实施例将提出改变和替换。从我的披露中。

我声称的是：

1.一种圆形飞行器，包括：

a. 设计成形成凸-凸形状的圆周的外部 and 内部框架结构，提供围绕圆周的动力叶轮外壳的框架结构，在圆周的中心区域提供遮篷控制、乘客和乘客的中心框架结构。货运科；为飞机提供任何必要附件的另一个框架和支架组件；

b. 外部控制襟翼，屏蔽顶部空气。进气口、屏蔽底部和侧面排气口配有战略性放置的滑板，由中央控制中心操作，提供。■用于飞机运动总控制的双控制系统；

c. 一种用于控制的风道系统。反向旋转从动力叶轮壳体延伸并通过受控的阻尼器排放到大气中；

d. 安装在飞机外周的动力叶轮，用于提供垂直升力和水平推力；

e. 由禁止转载电池组、电压转换器等组成的电源。变速控制器、电动机、齿轮差速器、发电机。以及备用发电机和电池充电器，通过连接连接到动力叶轮。从齿轮差速器延伸的齿轮传动系统的臂；

f. 由内燃机组成的动力叶轮的备用电源。

40

45

50

55

60

65

QQ475725346
ONE OR ET

美国专利[19]
Bose

[54]固定圆形机翼飞机

[76]发明人: Phillip R. Bose, 2088 Ahneita 博士,
加利福尼亚州普莱森特希尔, 邮
编:94523

[21] 应用。编号: 376, 716

[22] 归档: 1989 年 7 月 7 日

相关美国应用数据

[63]Ser 的部分继续。第' 117, 194 号, 1987 年 11 月 3 日, 废弃。

[51] Int. Cl.5 B64C 29/00

[52] 美国 CI 244/23 C; 244/12.2;

244/2

[58]SearcC 244/2 场。 12.2, 23° C, 73 R

[56]引用的参考文献

美国专利文件

2,014,051	9/1935	Nishi	244/23C
2,468,787	5/H99	Sharpe.....	244/12.2
2,730,338	1/1156	Hoested	244/2
2,807,428	9/1155	Wibault	244/23C
2,390,137	6/H91	Willis	244/12.2
3,034,747	5/H66	Lent	244/23C

[11]专利号: 5 046 685
[45]专利日期: 九月。[10。
1991

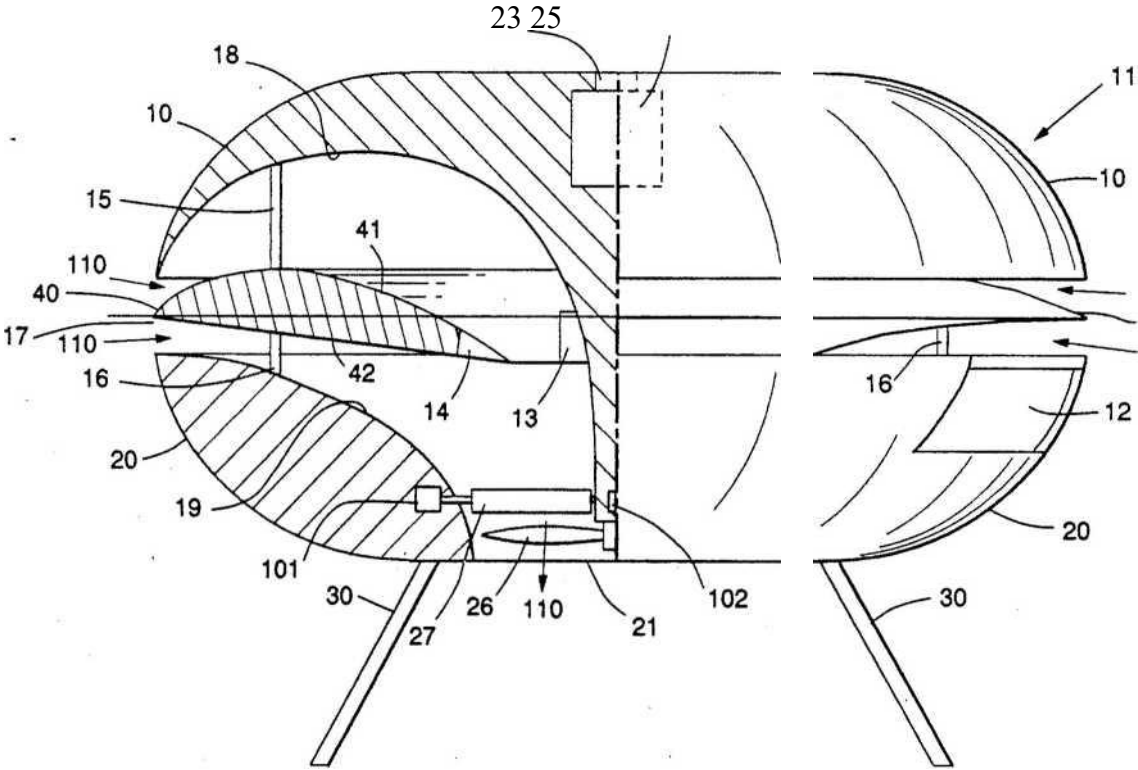
3,041,003	6/U66	Wharton	244/12.2
3,181,811	5/1136	Maksim.....	244/73R
3,	483/74 1/1970	Morcom	244/12.2
5,	672, 613 331971	波特	244/12.2
3,	785, 532 1/1374	Kerruish	244/23 C
基辛格	299/13		
4,	044, 372 8/1977	Anker-Holth	244/12.2
9,	312, 48/ Bostan	24^/12.2	
4,	601, 444 7/1986	林登鲍姆	244/2

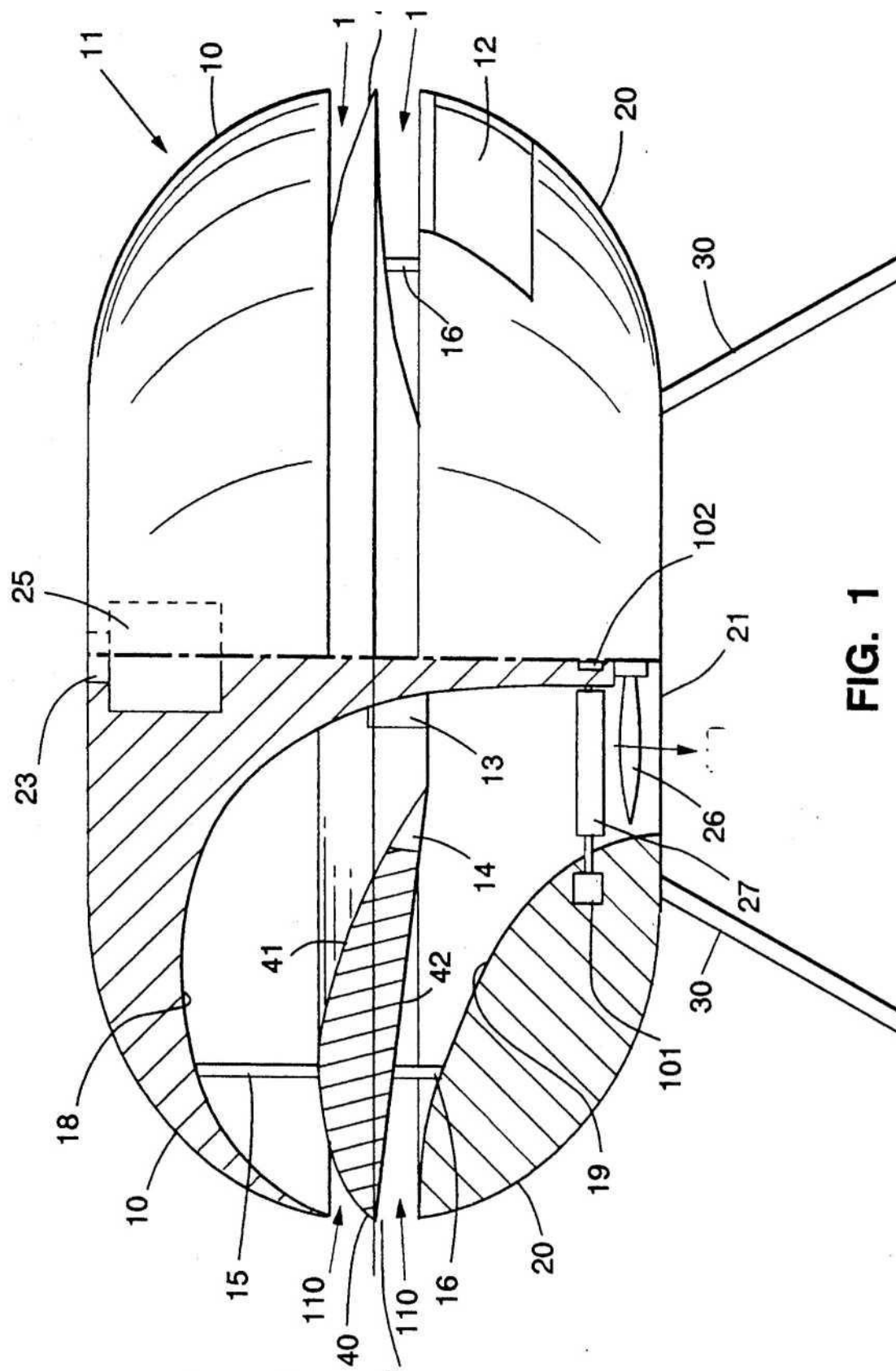
主考官——小约瑟夫·彼得斯
助理审查员——安妮·彼德维尔
律师、代理人或公司——伯恩斯、多恩、斯韦克&
马蒂斯

[57]摘要

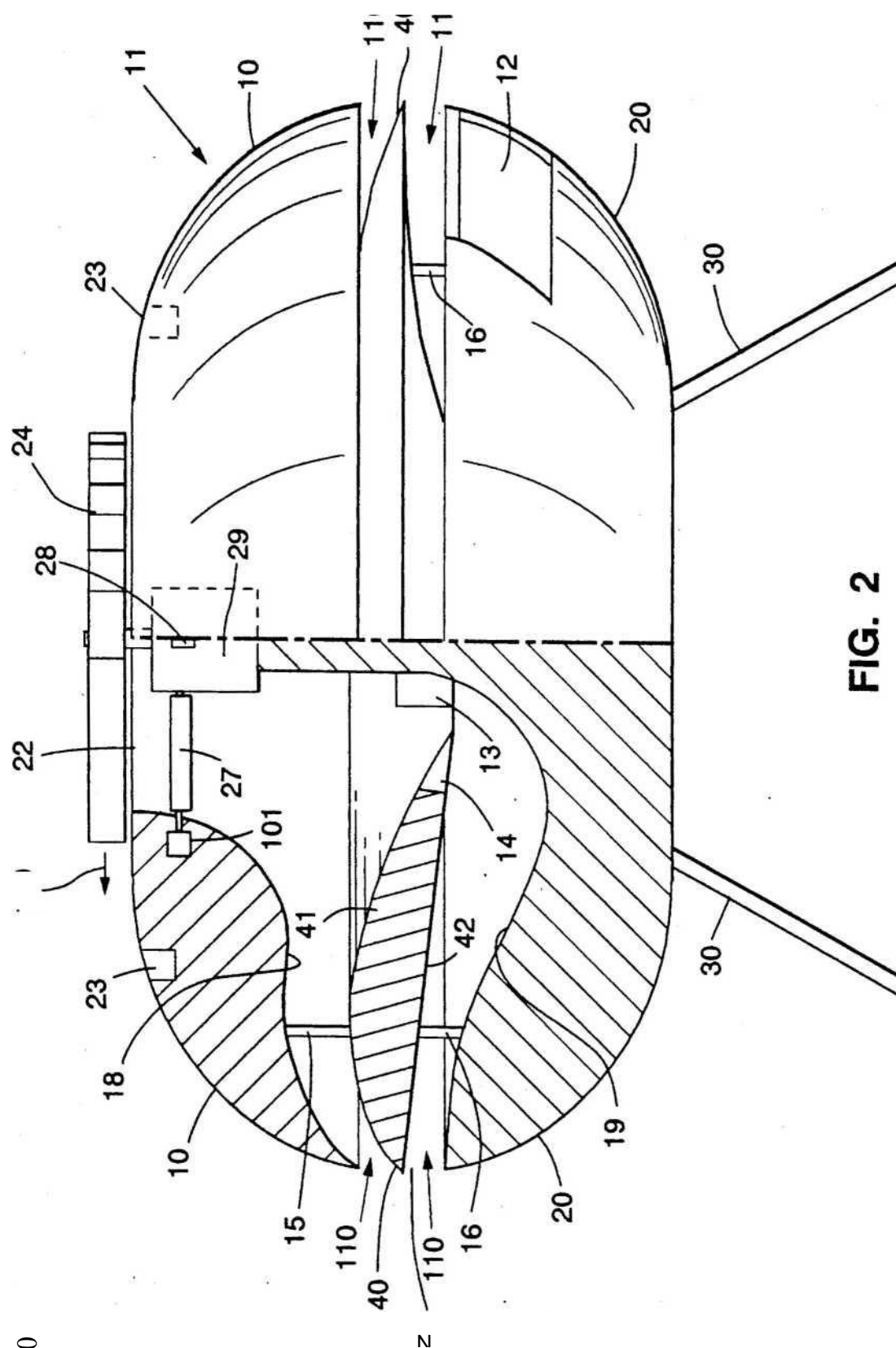
一种比空气重的飞行器，具有圆柱形外部结构，包括形成圆周升力机翼的单个环形翼型。该固定的圆形机翼被直径基本相同的圆形机身包围，在环形翼型的外周的上方和下方轴向间隔紧密，以允许径向空气在翼型的基本整个圆周上方和下方流动。通过发动机驱动的螺旋桨、风扇或喷气效应，径向气流通过圆形机身一个表面中心的轴向开口被引入。

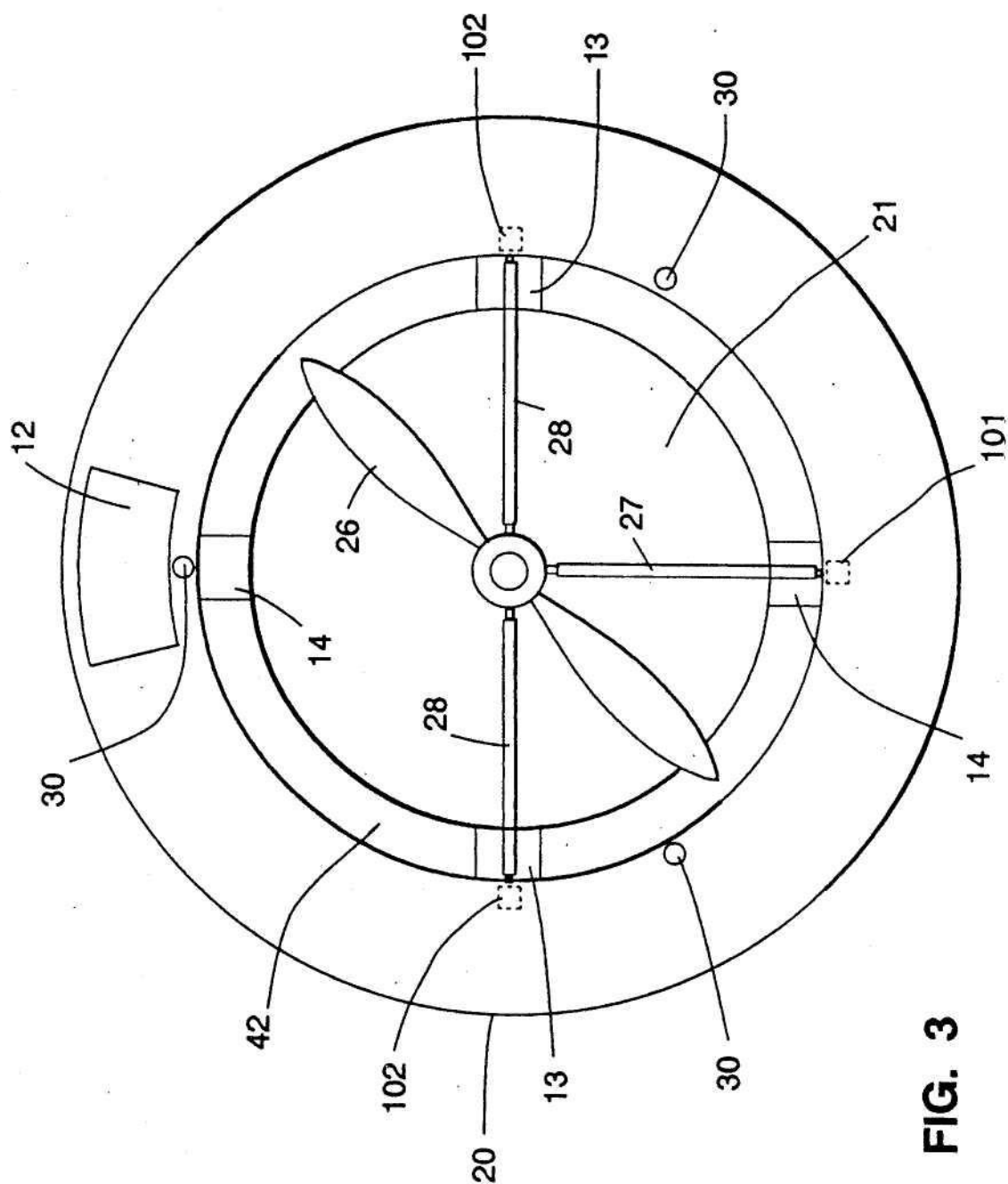
19 项权利要求, 5 张图纸



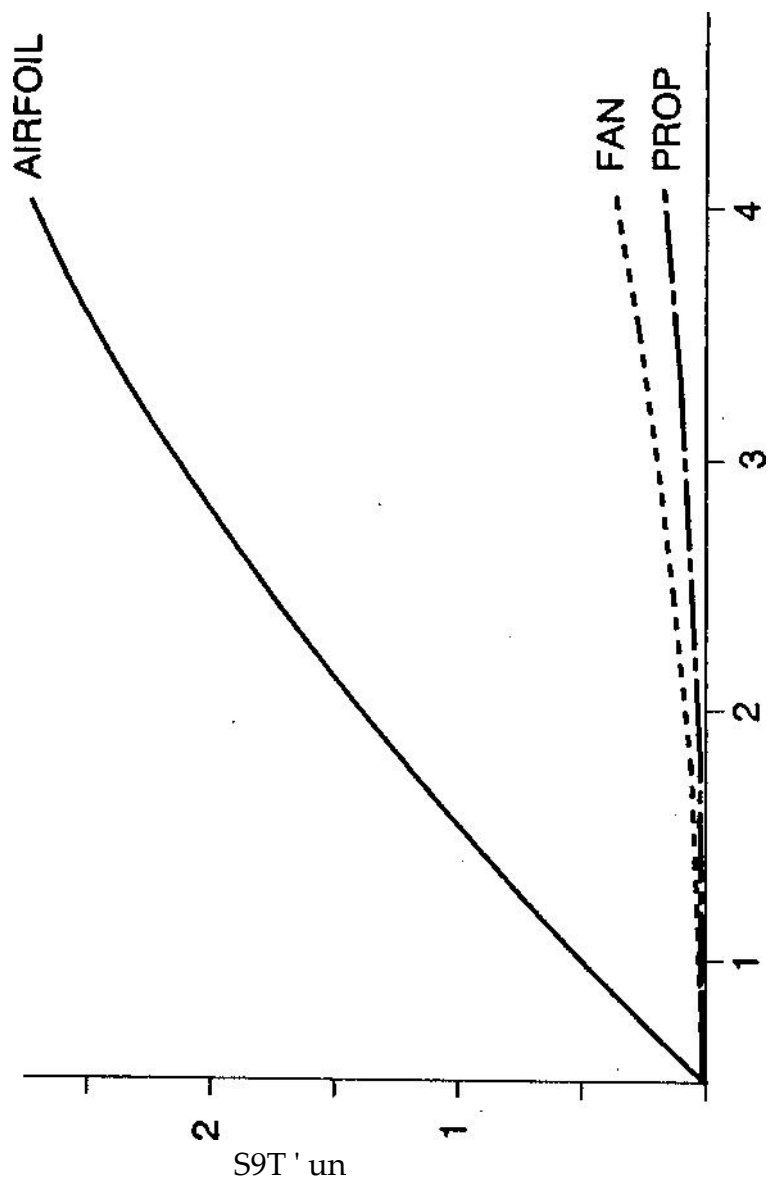


QQ475725346
ONE OR ET





QQ475725346
ONE OR ET



QQ475725346

禁止转载

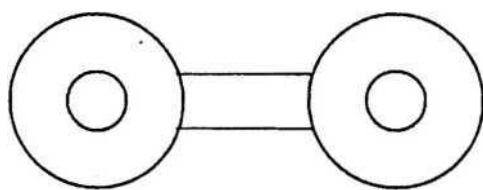


图 5A

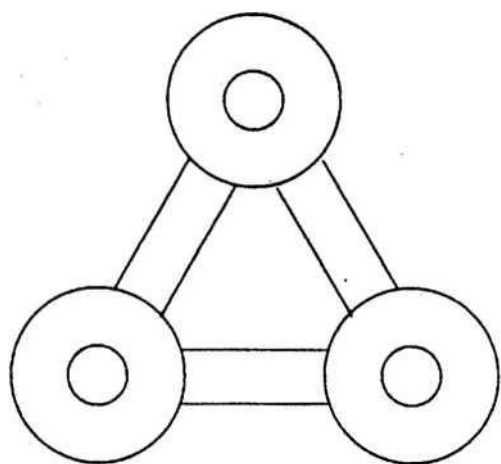


图 5B

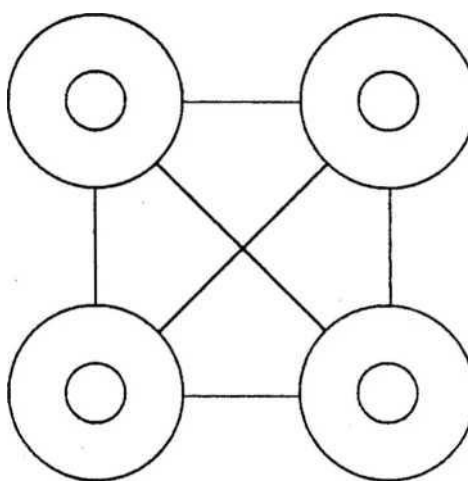


FIG. 5C

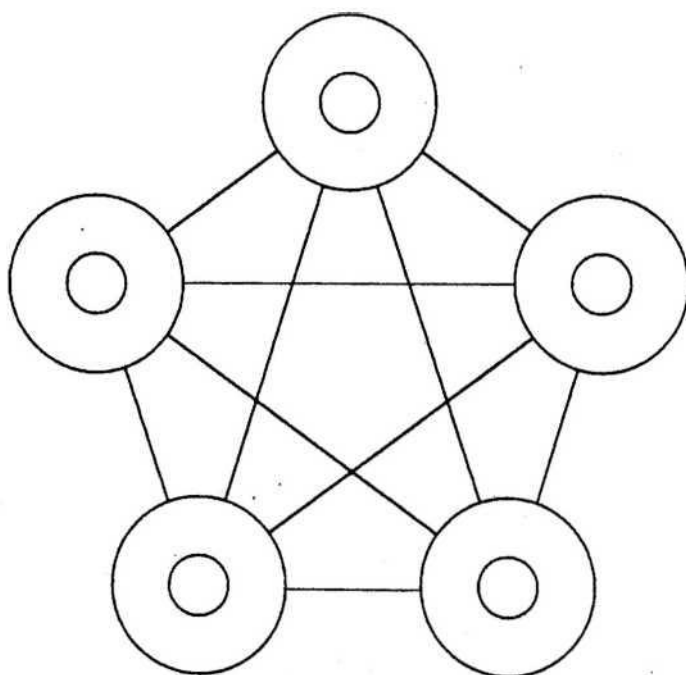


FIG. 5D

固定圆形机翼飞机

发明背景

这个应用程序是我的应用程序服务的一部分^的的延续。
第 07/117, 194 号, 1987 年 11 月 3 日提交。

发明领域

本发明涉及比空气重的垂直起飞和着陆飞机。更具体地说: 它涉及直升机型飞机, 其中升力翼型相对于承载载荷和控制的机身是静止的。环形机翼构件固定在基本上相同直径的封闭机身内, 并具有围绕机身周边的^的围开口。空气在机翼上方和下方流动。其中一个机身覆盖面的中心部分是敞开的, 这样螺旋桨、风扇或射流在环形机翼上产生向内或向外的径向气流, 以产生升力。控制表面, ^{服务}于传统的襟翼、刹车、副翼、升降舵或方向舵的目的, 在内部机身和机翼表面之间合作来控制飞机的飞行。

5 现有技术的描述

在圆形机翼飞机中的实践是, 通过由翼型件的旋转产生的受控向下空气射流的合成动作来获得升力, 以诱导足够的空气流来提升飞机, 或者在翼面轮廓上诱导流动, 如通过翅片、狭槽、阀门和闸门的辅助来产生这种升力。这种飞机已经使用来自燃气轮机、压缩机或螺旋桨的废气来引导空气相对于机翼向内或向外流动。还使用了提升 35 个螺旋桨的直接升力。这种飞机通过使用狭槽、叶片、可控门、挡板和尾翼进行横向和纵向操纵。

常规圆形飞机的例子包括:

40

美国专利。第 4, 312, 483 号——博斯瑞姆将旋转圆盘描述为主要用于飞行稳定性的机翼构件。除水平飞行外, 旋转圆盘的周边集中质量不提供升力。

美国专利。第 4, 044, 972 号——Anker-Holth 描述了一种 45° 圆形有翼飞机, 具有由支撑壁分开的两个同心固定翼型机翼。导管空气流过底部翼型的顶面, 产生部分升力, 而主要升力是由升力螺旋桨产生的。导管空气也用于操纵飞机。

50

美国专利。第 3, 572, 613 号——波特描述了一种中空旋转圆形机翼, 其具有上部中心开口, 用于通过间隔开的叶片引入空气, 以迫使空气在环形翼型机翼表面上运动。阀门机构覆盖叶片端口进行控制。

55

美国专利。第 3, 181, 811 号——马克西姆描述了一种直升机型飞机, 该飞机从直升机型旋转叶片获得空气动力升力, 该直升机型旋转叶片通过引导空气流穿过直径减小的同心堆叠环形翼型和多个挡板来改变翼型的升力 60 来增加空气动力升力。这些可变升力翼型具有可调螺距的特点。此外, 在大直径翼型中提供了槽, 用于额外的控制。

美国专利。第 3, 041, 009 号——沃顿描述了一种使用环形翼型的飞机, 该环形翼型具有中心开口和位于翼型上方的 65 个反向旋转风扇, 以在翼型上方向下排放空气来提供升力。机翼下方的座舱盖结构包含发动机故障时打开的襟翼, 以允许向上移动的空气流过机翼进行下降控制。两个可调控制叶片的作用是消除发动机扭矩引起的飞机旋转。

美国专利。第 2, 468, 786 号——夏普描述了一种空气动力推进装置, 该装置使用来自燃气轮机的膨胀气体, 该气体被引导到直径减小的堆叠同心圆形翼型上, 以产生升力。没有规定控制由涡轮发动机扭矩引起的飞行器旋转或满足耐热翼型的需要。

尽管圆形飞机有很长的历史, 有复杂的控制机构, 但没有一架飞机利用了最大升阻比范围内操纵翼型, 以及所谓的柯恩达“壁效应”的附加效应这种效应是通过在翼型上方和下方使用受控的流体运动空间来诱导的, 以便在封闭的静止环形机翼上为给定的气流获得高升力。因此, 飞行所需的垂直升力比驱动常规旋转翼型或螺旋桨所需的动力小得多。这样, 在环形机翼的整个圆周上径向相对少量的空气流产生升力, 而不需要机翼向前飞行。

发明概述

2

根据我的发明, 我已经发现, 通过使用直径与固定环形机翼大致相同的圆形机身, 并且在封闭机身中具有中心开口和圆周开口, 以允许空气在机翼上方和下方流动, 可以从圆形机翼获得更大的升力。完全包围环形机翼的一个最特别的优点是能够控制飞机的飞行特性, 而在低速和作用在升力面上的不利外部风条件下不会损失升力。飞机的。这一发现已经用不同的直径模型进行了测试, 证明了飞行控制的增强。这种结构大大简化了飞机结构, 并消除了复杂的阀门机构或对可旋转机翼的连续完整性的依赖, 以及机身和动力装置的旋转和反向旋转支撑。机翼。

本发明的一个特定目的是提供圆形的。具有固定圆形机翼和封闭机身的飞行器, 该封闭机身在至少一个表面上具有圆周开口和中心开口, 用于机翼上方的径向气流。这种飞机能够悬停、水平飞行和横向运动, 以及垂直起飞和着陆, 而不需要复杂的控制机构或依赖旋转元件进行连续飞行。动力源提供能量, 以足够的流速驱动气流, 使飞机运行, 并且为了平衡, 动力源优选位于飞机的中心轴线。所需的少数飞机控制装置与常规机翼设计相似, 但它们位于机身内部, 可能构成圆形机翼的一个组成部分; 然而, 如果需要, 一些控制元件可以从机身的上部或下部延伸到引入的气流中。

飞机的总直径取决于它的用途, 从小直径的无线电控制娱乐玩具到无人机、固定平台、天线

本发明的进一步的优点和优点将从下面的详细描述中变得显而易见，参考形成说明书的组成部分的附图。

图图1是根据本发明的飞机的部分横截面的垂直正视图,使用底部排气用于引入的空气流。

图图2是根据本发明的飞机的部分横截面的垂直正视图,使用顶部排气用于空气流动。。

图 4 是与单独的螺旋桨或风扇(以 R_pM 计)相比, 使用螺旋桨的本发明的翼型对升力的相对贡献(以磅为单位)的图示。

无花果。图 5A 至 5D 示意性地示出了本发明的多个圆形飞行器的布置, 这些圆形飞行器连接在一起以形成复合多升力飞行器, 并分别如图所示 5A, 双, 如图如图 5B 所示, 三角形 5C, 正方形或矩形, 如图 5D, 五边形, 这样的飞机安排。

方向。副翼 13 可绕平行于飞行路线的轴线枢转，以帮助飞机向左或向右倾斜。它们可以这样连接，当一个向上进入气流时，另一个向下移动使飞机倾斜，就像转弯一样。稳定器 14 同样被连接成绕垂直于飞机飞行路线的轴线枢转，从而可以在飞行中上下操纵。两者都可以在悬停和飞行中根据需要进行配平。额外的控制表面可以添加在较大类型的飞机上，并且可以作为机翼构件的一部分或从上部或下部机身部分枢转，以实现翼型或机翼的选定部分上的径向气流。

图1示出了根据本发明的最简单形式的飞机。顶部气流110通常从进气口17扩大体积。类似地,底部10和底部35和20分别包括圆形机身11,并且轴向间隔20的内表面19可以是凸形弯曲的,以相对于翼面40开,以形成围绕机身11的整个圆周的外围开口17。圆形的下表面42的形状形成轴向扩展的空间。因此,从机身11具有与环形的、大致圆形的机翼40基本相同的外围开口17到中心轴向开口21的通常扩大的气流面外径。中心轴40开口21在下部20,围绕机身的垂直轴,积与翼型40的曲率轮廓成比例。虽然未示出,但是如图1或上部10中的轴向开口23,如图1所示如图2所如果开口17向外张开用于进气,这种流动的最小轴示,允许空气流110沿着翼型40的上表面41和下表面42向面积在翼型40的前缘处。

42, 翼型被径向引入, 并且基本上从其整个圆周区域的。上间隔件 15 和下间隔件 16 分别将机翼 40 与上下大约 45° 引入。这种气流产生了飞机在相对较低的空气机身部分 10 和 20 分开, 并形成所需的中央周边开口速度下飞行所需的升力。由翼型 40 上方的相对低体积和 17。它们还将翼型 40 保持在其与机身 11 内的内表面低速度气流产生的这些高升力被认为是由于如上所述的 18 和 19 的必要关系中。螺栓(未示出)延伸穿过机身柯恩达 50 效应。然而, 不管是否产生这种效果, 实验结 10、间隔件 15、机翼 40、间隔件 16 和机身 20, 以果表明, 产生的升力明显大于由产生这种气流的发电厂将这些部件牢固地保持在彼此相对的正确位置。通的总输出所产生的空气流量的预期值。相应地, 这里公过将间隔件 15 和 16 周向间隔定位, 由固定翼 40 产生的机翼 40 的结构产生这种升力, 而没有。关于它实际的升力被传递到机身 11。间隔件 15 和 16 的长度上是如何产生的。为了支撑在地面上, 飞机 11 可以包括与翼型表面 18 和 19 的比率之间的确定关系通过在选起落架 30, 示意性地显示为三脚架, 处于其伸展的着陆部分或翼型或翼构件 40 的整个 360° 圆周表面位置 60。上的这种径向空气流引起了期望的柯恩达效应。在

在这种飞机结构中提供升力的高升力、低速环形翼型某些机动过程中, 这个比例可以在飞行中改变, 以 40 是一种改进的 NASA 4412 翼型, 其截面通常为圆形、通过机械、气动或液压方式调整这种间距或翼型曲率。它包括副翼 13 和稳定器 14, 它们相对于翼面 40 率来增强控制。在正常飞行中, (起飞、前进、后退、的边缘枢转, 但彼此成直角。这些控制表面基本上是相叠增和着陆) 翼型表面 40 上的径向空气运动 110 由螺旋桨 26 保持, 由发动机 25 驱动。如同在传统的固定

分别包括顶部 10 和底部 20 的圆形机身 11 包围大致圆形的机翼 40。如图所示, 圆形机身 11 的顶部 10 和底部 20 具有与圆形机翼 40 基本相同的外径, 并且被间隔件 15 和 16 轴向隔开, 以形成围绕机身 11 的整个圆周的外围开口 17。邻近机翼 40 外圆周的开口 17 的轴向宽度优选不大于机翼 40 的上表面 41 和下表面 42 与机身 11 的顶部 10 和底部 20 的相应内表面 18 和 19 之间的有效径向气流的总轴向面积。理想地, 内表面 18 相对于上表面 41 凹入地弯曲, 使得当气流 110 径向向内流动与上表面 41 的曲率相关的距离时, 气流 110 通常从进气口 17 扩大体积。类似地, 底部 20 的内表面 19 可以是凸形弯曲的, 以相对于翼面 40 的下表面 42 的形状形成轴向扩展的空间。因此, 从外围开口 17 到中心轴向开口 21 的通常扩大的气流面积与翼型 40 的曲率轮廓成比例。虽然未示出, 但是如果开口 17 向外张开用于进气, 这种流动的最小轴向面积在翼型 40 的前缘处。

上间隔件 15 和下间隔件 16 分别将机翼 40 与上下机身部分 10 和 20 分开, 并形成所需的中央周边开口 117。它们还将翼型 40 保持在其与机身 11 内的内表面 18 和 19 的必要关系中。螺栓(未示出)延伸穿过机身 10、间隔件 15、机翼 40、间隔件 16 和机身 20, 以将这些部件牢固地保持在彼此相对的正确位置。通过将间隔件 15 和 16 周向间隔定位, 由固定翼 40 产生的升力被传递到机身 11。间隔件 15 和 16 的长度与翼型表面 18 和 19 的曲率之间的确定关系通过在选择部分或翼型或机翼构件 40 的整个 360° 圆周表面上的这种径向空气流引起了期望的柯恩达效应。在某些机动过程中, 这个比例可以在飞行中改变, 以通过机械、气动或液压方式调整这种间距或翼型曲率来增强控制。在正常飞行中, (起飞、前进、后退、悬停和着陆)翼型表面 40 上的径向空气运动 110 由螺旋桨 26 保持, 由发动机 25 驱动。如同在传统的固定翼或旋翼飞机中一样, 螺旋桨可以具有固定或可变螺距的叶片。飞机的横向运动也可以通过安装活动叶片 27 和 28 使其相互成直角转动来实现。叶片 27 可绕轴线枢转

5通常平行于飞行路线，也可作为方向舵。叶片 27 和 28 都是可操作的，以逆着发动机扭矩控制飞机的旋转。

飞机的向前和向后运动是通过可移动的叶片 28 来实现的，叶片 28 被安装成绕着大致垂直于飞行路线的轴线枢转。可以增加额外的叶片，类似于左勒百叶窗⁵的狭槽，但为了简单起见，只显示了几个。可移动叶片 27 由致动器 101 响应于飞行员命令来控制。叶片 28 具有类似的致动器 102，该致动器可以根据需要与叶片 27 一起操作，或者可以单独操作。虽然叶片 27 和 10 28 与机翼 40 是分开的，但它们以与枢轴安装在机翼上的相同方式改变通过机身的气流 110。

在图 1，气流 110 被吸入。径向向内穿过机身部分 10 和 20 之间的周边开口。空气在经过由控制叶片 13、14、27 和 28 修正的机身 40 的上表面和下表面之后，通过¹⁵机身 20 的中心开口 21 向下排出。飞行员舱 12 示意性地显示为位于下机身 20 中。

图 2 类似于图除了气流 110 被引导出飞机上机身部分 10 中的中心开口 22 的顶部。在这种结构中，多叶²⁰片径向风扇 24 由发动机 29 驱动，以产生空气运动 110，伴随着机翼 40 的表面 41 和 42 上的柯恩达“壁效应”。这种柯恩达力在一定的空气速度下是有效的，并且是由气流 110 靠近翼型表面行进的趋势引起的，即使表²⁵面 41 和 42’ 的曲率与穿过这种表面的气流主轴有几度的距离。因此，在所示的布置中，即使在低速时，机翼 40 上的大致径向的气流 110 也在上表面 41 和下表面 42 之间产生期望的气压差，以产生机翼 40 和机³⁰身 11 的升力。

图 3 是图 1 的仰视图并且更详细地示出了控制叶片 27、28 以及控制表面 13 和 14 的合适布局。虽然仅示出了飞行员的区域，如 12 所示，但是在机身部分³⁵ 10 和 20 中的任一个或两个中，可以为燃料箱、货物、乘客和通用设施提供其他进入开口和区域。

图 4 是与单独的螺旋桨 26 或风扇 24 的升力相比，翼型 40 产生的升力的图示。可以看出，由发动机驱动的风扇或螺旋桨产生的动力或由喷气发动机升力产生的气流在根据本发明构造的环形翼飞机的任何给定直径的整个圆周上形成。在相同的螺旋桨或风扇速度范围内，这种升力大大超过单独的螺旋桨或风扇的升力或推力。⁴⁵

虽然未示出，但是应当理解，相同机身构造的飞机的升力和推进力可以通过颠倒环形机翼构件 40 的前缘和后缘来产生。也就是说，前缘可以位于机身的中心开口处，后缘邻近机身上部和下部之间的圆周开口⁵⁰ 17。然而，一般来说，翼型的升力大约由机翼弦长(宽度)的 30% 产生。由于这个原因，最大升力是通过从空气翼的周边到开口中心的径向气流获得的，这是由于

在环形机翼的外径处这种弦⁸的长度更大。

在只有一个发动机的超轻型飞机上，众所周知，使用降落伞的方法可以通过飞行员的动作来控制下降。

在图 1 的实施例中 1，降落伞装置 23 提供了这种能力。在较大的飞机中，多个发动机可以选择性地用于单独或冗余地驱动螺旋桨 26 或风扇 24，用于低速下降。

如图 2 和 3 所示参照图 5A 至 5D，具有固定环形翼型的两个或多个机身 10 可以连接在一起，以形成复合多升力飞机，用于增加组件的升力能力。根据需要，这种结构可以是一对双重连接的机身 10，如图 1 所示如图 5A 所示，三角形连接的机身 5B；四个机身连接成一个正方形或长方形，如图 5C，或者多个机身可以连接成多尖结构，例如五个机身，排列成星形，如图 5 所示 5D。

根据上述实施例，本发明的设备中的各种修改和变化对于本领域技术人员来说将变得显而易见。虽然已经描述了优选实施例，但是意图是要求落入由所附权利要求限定的本发明的真实范围内的所有这样的修改。

我声称：

1. 一种具有大致圆形外部结构的重于空气的飞机，包括形成所述飞行器的静止圆周提升构件的单个环形翼型；

圆形机身，其具有基本上相同直径的上部和下部，覆盖并位于所述环形翼型的外周之下，所述环形翼型在周向间隔开的位置处固定到所述圆形机身的所述上部和下部的每一个上，以在所述环形翼型的上方和下方以及围绕其周边在所述机身中形成轴向开口，

所述翼型周边上方和下部的所述轴向开口不大于所述环形翼型的上表面和下表面分别与所述机身的所述上部和所述下部的所述上表面和下表面沿径向的轴向间距，用于径向气流在所述环形翼型的整个圆周上方和下方穿过所述机身；

所述圆形机身具有形成在其至少一个表面上的中心开口，以允许空气在所述中心开口和外围轴向开口之间流过所述机身，并径向流过所述环形机翼的上表面和下表面；

空气驱动装置，其支撑在所述机身构件的中心部分，用于产生穿过所述环形机翼的开口内部圆形区域和所述机身中的所述中心开口的轴向气流，以在所述环形机翼的升力面和控制面的圆周上产生径向气流相对于所述环形翼型的径向表面的部分可枢转的装置，以改变通过所述机身的所述上部和下部之间的所述轴向开口并在所述翼型上方的径向气流。引导所述飞机的飞行路径。

禁止转载

QQ475725346

2. 根据权利要求1所述的圆形飞机，其特征在于，所述控制表面装置位于所述圆形机身的直径内，并枢转地连接到所述环形机翼，以产生横向、垂直、水平或悬停飞行，而不需要所述飞机的所述圆形机身的外部附件，并且所述控制表面装置可独立或共同操作以控制或增强所述机翼的升力，并且所述轴向开口内的附加控制表面装置可操作以协调所述飞机的倾斜、载荷变化、阵风和操纵。

3. 根据权利要求1所述的圆形飞行器，其中所述静止环形翼型的至少一个表面的曲率是可变的，以改变其上的气流，从而改变其升阻剖面。

4. 根据权利要求1所述的圆形飞机，其特征在于，所述圆形机身中的所述中心开口位于所述圆形机身的所述上部，由此用于流过所述环形机翼的空气从所述圆形飞机排出或被吸入所述圆形飞机，轴向到达所述机身的上表面。

5. 根据权利要求1所述的圆形飞机，其特征在于，所述圆形机身中的所述中心开口位于所述圆形机身的所述下部，由此用于在所述环形机翼上流动的空气从所述圆形飞机轴向排出或吸入到所述机身的下表面。

6. 根据权利要求1所述的圆形飞机，其特征在于，用于产生所述飞机升力和推进力的所述环形机翼包括控制装置，用于通过向内或向外通过的径向气流选择性地产生升力，排气沿着所述机身的垂直轴线或围绕所述机身周边的所述外围开口排出，所述控制装置包括与所述环形机翼配合的可移动控制表面，以执行缝翼、襟翼，空气制动器、扰流器、副翼或气流导向器，以控制或增强所述环形机翼的升力，可与常规飞机机翼相比。

7. 一种飞机，其中至少两个根据权利要求1所述的机身连接在一起以形成复合多升力飞机。

8. 根据权利要求7所述的复合多升力飞机，其中，根据权利要求1所述的多个所述环形翼型飞机被选择性地连接，以形成具有增加的升力能力的三角形、正方形或多边形构型的复合飞机。

9. 一种用于垂直、水平或悬停飞行的圆形飞行器，包括

单个环形机翼构件，该环形机翼构件在周向间隔开的位置处固定到直径基本上与所述机翼构件相同的圆形机身构件上，所述圆形机身与所述环形机翼构件的上表面和下表面轴向间隔开，以在所述机翼构件的外周上方和下方形成周向开口区域，

所述周向开口区域在所述环形翼构件上方和下方的轴向距离处径向和周向向内延伸，该轴向距离不小于所述环形翼构件的外周上方和下方的相应轴向距离。所述翼构件，

所述机身构件的至少一个表面中的中心开口区域，该中心开口区域通常与所述环形机翼构件的中心开口区域同心，并且具有相似的直径，

同轴支撑在所述机身构件内的空气推进装置，所述推进装置包括用于产生空气流的动力装置，所述动力装置选自螺旋桨装置、风扇装置和反应堆气体装置，足以产生穿过所述圆周开口区域并越过所述固定环形机翼构件的径向空气流，足以提升所述飞机，

飞行控制装置，其具有可相对于所述环形翼构件的部分移动的表面区域，以改变通过所述圆柱形开口区域并在所述翼构件上方的所述径向气流的选定部分，

机身引导装置，用于控制所述推进装置和所述飞行控制装置的操作，

所述机身构件包括用于支撑所述飞行控制装置的承载装置和用于所述推进装置的燃料，以及所述推进装置在所述环形翼构件和所述控制装置上同时产生足够的气流，以允许所述飞机通过所述驾驶装置的操作进行横向、垂直、水平或悬停飞行能力以及正常或反向推进。

10. 根据权利要求9所述的圆形飞行器，其中所述飞行控制装置的所述表面区域枢转地连接到所述环形机翼构件，以产生横向、垂直、水平或悬停飞行，而没有外部附件。所述飞机的所述圆形机身和所述飞行控制装置可独立或共同操作以控制或增强升力，并且附加的飞行控制装置可操作以协调所述飞机的倾斜、载荷变化、阵风和操纵。

11. 根据权利要求9所述的圆形飞行器，其中所述固定环形机翼构件的至少一个表面的曲率是可变的，以改变其上的气流，从而改变其升力-阻力曲线。

12. 根据权利要求9所述的圆形飞机，其特征在于，所述圆形机身中的所述中心开口区域位于其上表面，由此用于流过所述环形机翼构件的空气从所述圆形飞机排出或被吸入到所述机身的上表面。

13. 根据权利要求9所述的圆形飞机，其特征在于，所述圆形机身中的所述中心开口位于其下表面，由此用于流过所述环形机翼构件的空气从所述圆形飞机排出或被吸入到所述机身的下表面。

14. 根据权利要求9所述的圆形飞行器，其中所述环形翼构件和用于产生所述飞行器的升力和推进力的所述空气推进装置包括控制装置，该控制装置用于通过向内或向外穿过其上的径向气流选择性地产生升力，同时排气沿着所述机身的垂直轴线或在所述机身的所述圆周开口区域排出，并且所述飞行控制装置包括与所述环形机翼构件配合的可移动控制表面，以执行缝翼、襟翼、空气制动器、扰流器、副翼或气流导向器的功能，从而控制或增强所述环形机翼构件的升力，与传统飞机机翼相比。

15. 一种飞机，其中至少两个根据权利要求9所述的机身连接在一起以形成复合多升力飞机。

16. 根据权利要求 15 所述的复合多升力飞机，其特征在于，所述环形翼型飞机的多个机身。根据权利要求 1 所述的组合飞机被选择性地连接以形成具有增加的提升能力的三角形、正方形或多尖形组合飞机。

17. 一种类似直升机的飞机，包括圆形机身，该圆形机身包括大致圆形的上覆部分和大致圆形的下覆部分，所述部分具有大致相同的直径，并且彼此同轴间隔开，以在所述机身内形成圆柱形开口容积，

所述部分的相对表面从其轴线向外朝向所述部分的周边延伸，并在所述机身中围绕所述圆柱形体积的周边形成圆周开口，其轴向宽度不大于所述圆柱形体积在其径向跨度上的轴向宽度，

所述部分之一具有穿过其中的同轴中心开口，用于空气径向流过所述圆柱形容积，在所述圆周开口和所述中心开口之间，

单个环形翼面，其周边直径不大于所述部分的直径，并且在它们之间轴向间隔开，以便在所述翼面上方和下方形成径向气流通道的，从而为所述飞行器产生升力，

所述环形翼型的中心部分的直径基本上等于所述机身的所述一部分

中的所述中心开口，所述周向轴向开口和所述中心开口由此基本上将通过所述圆柱形容积的气流限制为在所述环形翼型上的径向流动，

由所述机身支撑的气流产生装置，用于将空气大体同轴地泵送通过所述机身中的所述中心开口和所述机翼的所述中心部分，以在基本上所述环形机翼的整个圆周上方和下方引起径向气流，

所述圆柱形体积内的飞行控制表面可相对于所述环形翼型的径向表面的部分枢转，用于引导所述飞行器的飞行，以及

所述圆形机身区域内的引导装置，用于控制所述飞行控制表面和所述气流产生装置。

18. 根据权利要求 17 所述的飞机，其中所述圆形机身的上覆部分和下覆部分与所述单个环形机翼的轴向间距朝着所述机身和所述机翼的同心轴线增加。

19. 根据权利要求 17 所述的飞机，其特征在于，所述单个机翼与所述机身的所述上覆部分和下覆部分的轴向间距从同心轴线向外周径向逐渐减小。

25

30

35

40

45

50

55

60

65

QQ475725346

禁止转载

图 1

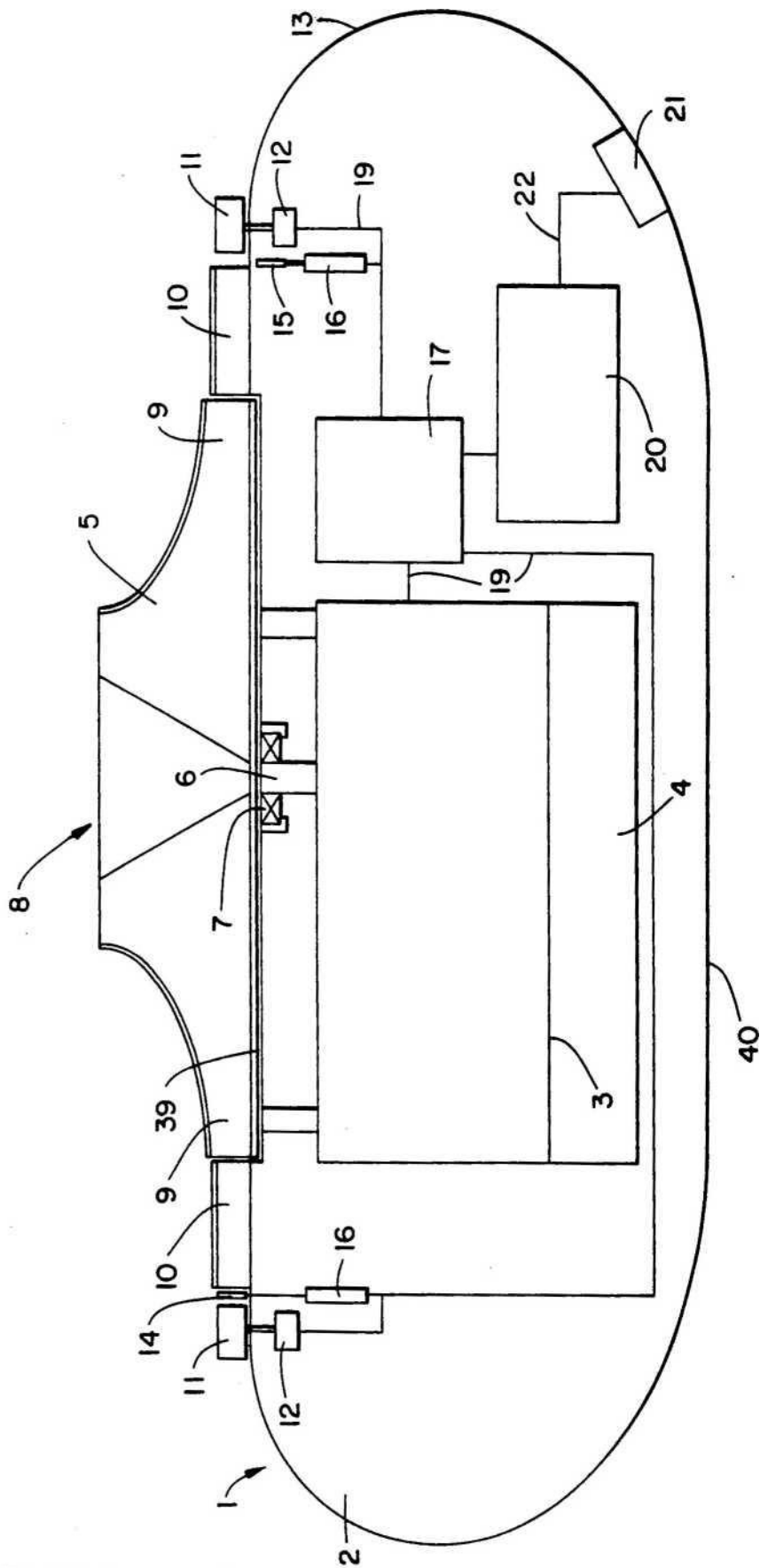


图 2

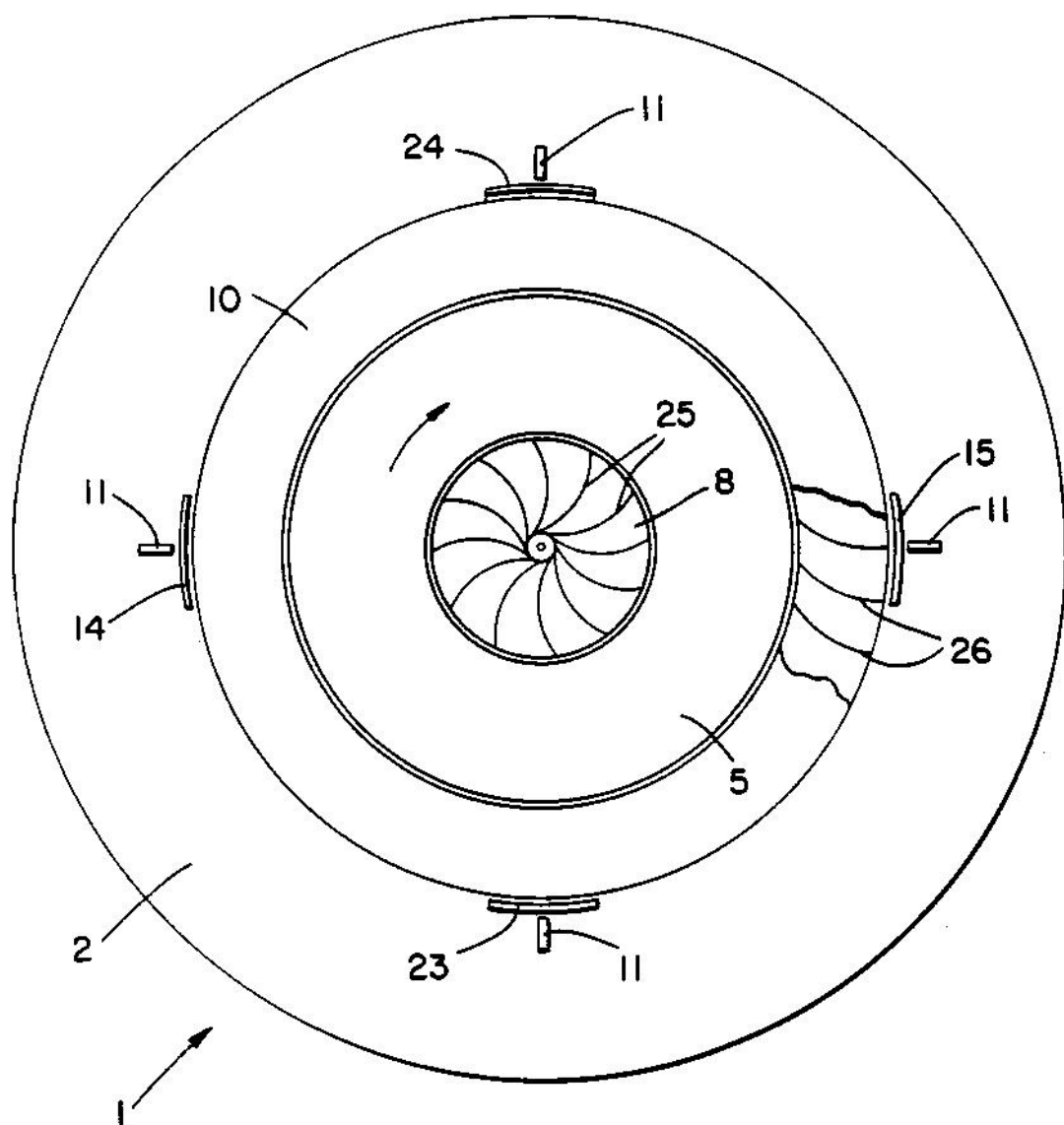
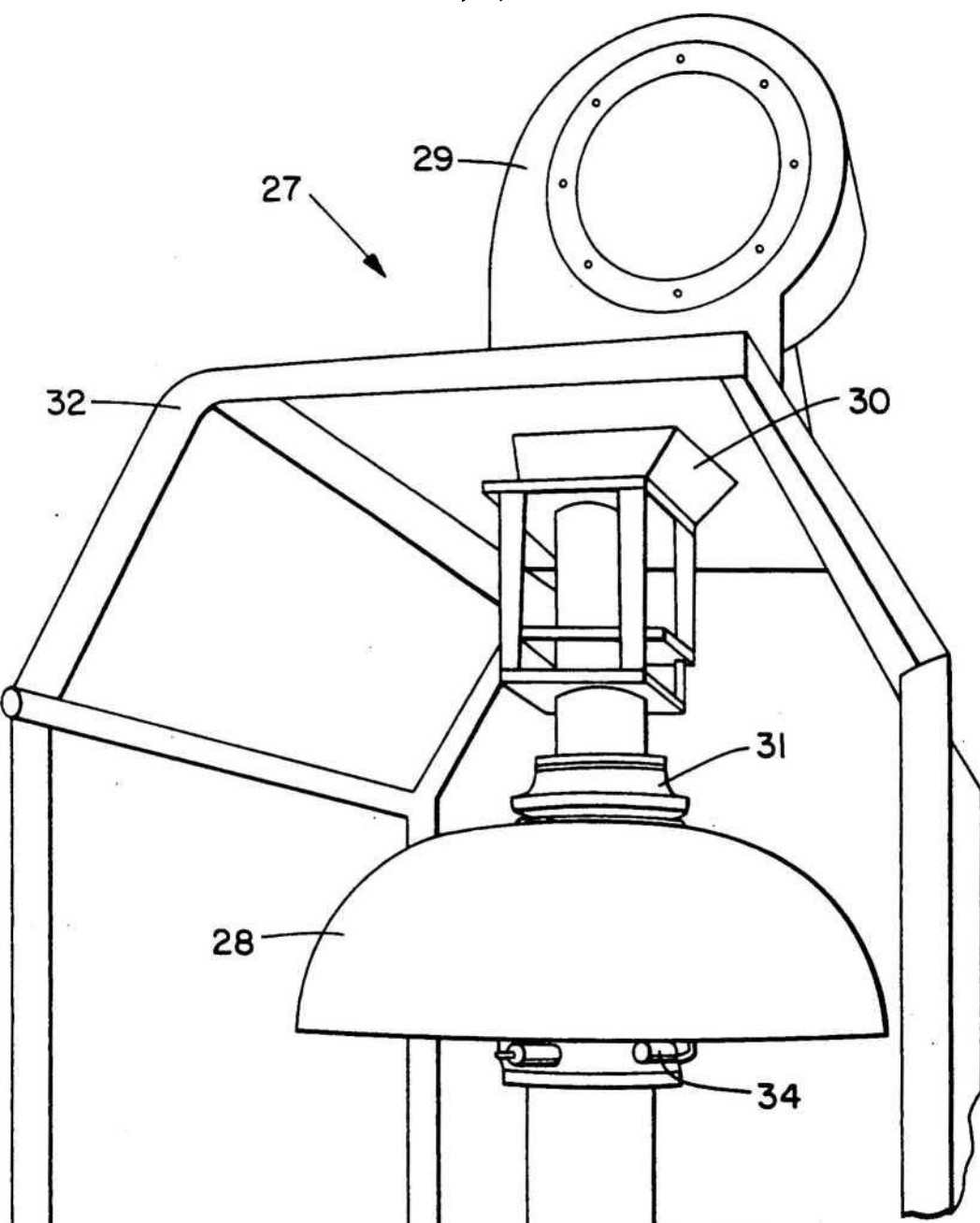


图 3



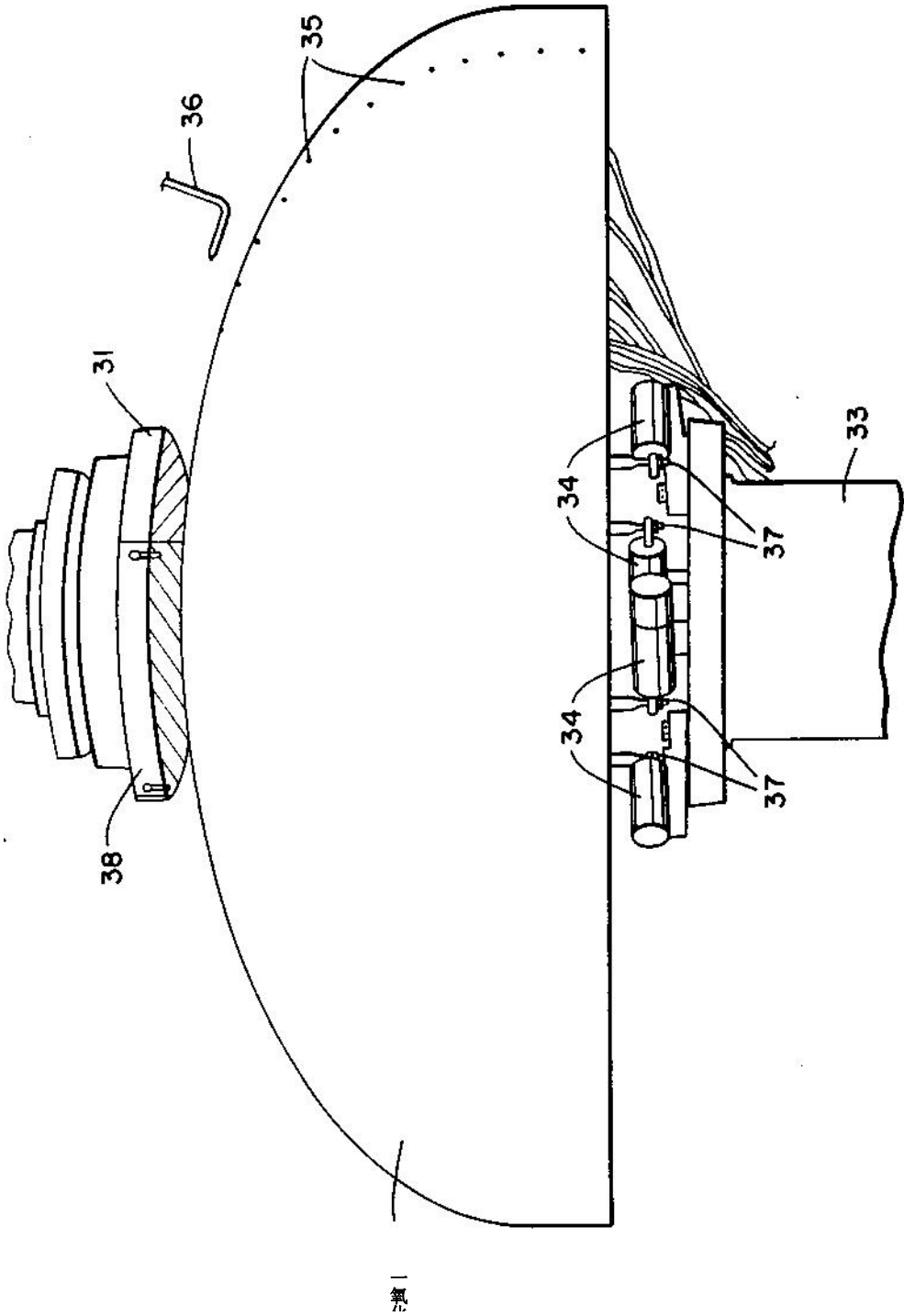


图 4
禁止转载

已经为圆形飞机构型颁发了许多美国专利,体现了产生升力和姿态控制的各种方法。这些专利中的一些教导了通过单个或多个射流的直接推力来悬浮物体:更近的专利(例如,美国专利。编号 2, 978, 206、2, 996, 266、3, 041, 009、3, 276, 723、3, 405, 889、3, 592, 413、3, 612, 445、3, 697, 020 和 3, 785, 592)利用了翼状结构表面上的射流。对这些专利的审查表明,它们都不包含对负载能力、尺寸、功率要求或由建议配置产生的升力的预测。对技术文献的审查表明,没有对这种飞行器进行过实际实验,无论是系留还是自由飞行。

在垂直起落飞机和短距起落飞机的最近发展过程中,对平行于升力面的喷流排气特性进行了大量的分析和实验工作。例如,在罗克韦尔进行的一项为期五年的研究(“壁喷流和切向吹气机翼的研究”,罗克韦尔国际科学中心的马尔默思、墨菲和科尔——ONR 合同号 0014-76-C-0350 的报告)中,对机翼上表面的喷流排气的分析发展到可以详细模拟升力面上亚音速和超音速流的程度,但没有进行实验验证。在他们的结论中,作者预测更精确的结果等待抛物线行进技术的进一步发展。

在大卫·泰勒海军舰艇 R&D 中心,试验性地研究了由薄环射流控制的大射流偏转(大卫·泰勒海军舰艇 R&D 中心格里高利·格·胡森,报告 DTNSRDC/ASED-83/10,“影响薄壁射流在圆角上同向流动的厚壁射流偏转的参数研究”),表明这是一种有效的手段,可将升力体表面上排出的射流转向。得出的结论是,这种推力矢量技术的有效性对升力面的曲率半径以及主喷流和控制喷流的相对上游位置很敏感。

格鲁曼飞机公司进行的一项由 ONR 资助的研究进一步发展了紊流壁喷流理论(“地面效应第五阶段喷流的理论空气动力学——紊流壁喷流的渐近理论”,格鲁曼航空公司的梅尔尼克和鲁贝尔——最终报告,合同编号 00014-81-C-0549)。作者建议进行实验验证,但得出结论,曲面附近的流动很难建模,如果不是不可能的话。在最近的两次 AGARD 会议上发表的论文讨论了喷气发动机和邻近表面组合产生升力的问题,特别是垂直起落和短距起落飞机的应用。1981 年 11 月的一次会议专门讨论了“喷流与邻近表面的相互作用”这一主题。在这次会议中,弗吉尼亚大学的研究人员(“上表面吹气结构的实验研究”,G. D. Catalano, J. B. Morton 和 R. R. Humphris-AGARD, 1981 年 11 月)报告了在平板和襟翼上表面附近用射流进行的激光测速实验。他们无法预测飞机在静止状态下是否会附着在襟翼表面。

1984 年 5 月的 AGARD 会议讨论了用各种方法提高升力的问题。其中一篇相关的论文(“通过吹气模拟环流控制”,M. M. Soliman, R. V. Smith 和 I. C. Cheeseman, AGARD, 1984 年 5 月)是韦斯特兰直升机公司对通过吹气进行环流控制对绕圆形物体流动的升力和阻力减小效果的研究。作者预计,他们开发的理论也将预测任何形状的翼型通过吹气对环流控制升力的影响。

申请人一直未能找到任何关于圆形飞机升力分析预测的参考文献,也没有关于这种飞机的实验测量报告。我们决定对这种飞行器的升力特性进行实验研究,并开发了一种新的构型,这种构型具有有用的有效载荷,可以稳定控制,并具有操作实用性。我们的实验报告包含在“圆形飞机调查”,合同 F33657-87-C-2164 的最终报告,瓦特尔公司,1988 年 4 月 18 日。

直升机和圆形飞机的主要区别在于机械复杂性。直升机的禁止转载转子以比发动机慢的速度转动,需要一个

齿轮箱来增加扭矩和降低发动机的速度。为了控制飞行,直升机桨叶的螺距必须在两种模式下变化;同时建立总升力,并循环产生升力矢量,补偿空气中水平运动对升力的影响。旋转的主旋翼叶片在直升机的水平面上产生很大的扭矩,在单旋翼飞行器中,这必须由单独控制的尾旋翼来对抗。多旋翼直升机平衡一个主旋翼和另一个主旋翼的扭矩,以实现抵消和控制车辆旋转。参考文献“为提高性能而进行的费内斯特龙的新空气动力学设计”,A. Vuillet 和 F. 莫雷利,AGARD 会议记录第 423 号,1986 年 10 月,包含以下声明:“在事故日志中,因尾桨故障或撞击而坠毁的直升机数量约为每 10,000 飞行小时 0.15 架,而登记事故总数为每 10,000 飞行小时 0.71 架”

在吉尔伯特·威登和约翰·科伊 1985 年 1 月发表的“直升机传动系统部件技术概要”中,总结了直升机动力传输系统的问题:“实现长寿命、可靠的动力传输系统可能很难,而今天的直升机是这项技术最严格的应用之一。直升机(有时被称为飞行疲劳机)是对材料和设计可靠性的终极测试。轴承和齿轮的许多失效机制必须与不确定的预期载荷进行权衡。除了已知的经典故障模式,如点蚀、划痕和弯曲疲劳,还有一些意外事件会使直升机停飞。诸如突然泄漏产生低油位、未检测到的润滑剂污染和不良

维护实践会严重降低变速器机械部件的可靠性。”

相比之下，我们提出的这种圆形飞机可以设计成在发动机和风扇之间直接耦合(没有齿轮)的情况下运行，并且没有转子和俯仰控制。由产生升力的气流产生的任何扭矩可以通过用翼型或叶片重新定向来最小化，因此不需要尾旋翼或第二主旋翼。飞行操纵面可以是简单的闸门或阻尼器，它们可以改变飞行器外部的速度分布。船只的旋转可以通过简单的叶片来控制，这些叶片可以将主流水平转向。升力由发动机速度控制，或者为了更快的反应，也可以通过调节主升力射流来控制。

申请人的圆形飞机应该能够达到接近其单独发动机的可靠性水平，因为为飞行控制增加的部件没有很大的压力，甚至可以设计为空气动力学冗余。在。相比之下，直升机的飞行控制元件是压力最大的，因此故障率很高。尽管涡轮轴发动机或涡轮风扇发动机最终可能被证明是实用的，特别是对于较大的飞行器，但用于圆形飞机的内燃机动力装置的优点是，它以允许直接耦合到风扇的速度运行。

直升机的升力中心远远高于飞行器的重心，这就产生了一个很大的扶正力矩，必须通过周期性俯仰控制来克服姿态的任何变化。在申请人的圆形飞机中，升力中心将靠近重心，并且必须通过升力矢量克服的扶正力矩将相当小。

直升机主旋翼的转动惯量相当大，陀螺效应对机动有显著影响。相比之下，申请人的圆形飞机的转动惯量会小得多，只有发动机的旋转部件会产生陀螺效应。

因为直升机叶片在低压下移动大量空气，所以它在产生升力方面是有效的。圆形飞机的效率会更低，因为它以更高的速度和压力移动更少的空气。圆形飞机的有效载荷将小于相同燃油率的直升机。

一般来说，直升机比圆形飞机更容易观察到，因为它的尺寸更大，旋转叶片组件也更大。圆形飞机应该有一个小的红外信号，因为它的加热废气可以与更大体积的空气混合。车身可以由雷达反射率低的增强塑料制成。圆形飞机的噪音将被限制在它的发动机和它驱动的风扇的噪音范围内，振动可以最小化，这取决于这些部件的平衡程度。到达地面的噪音应该非常低，事实上这种车辆可能几乎和滑翔机一样安静，因为车身会将发动机噪音与地面屏蔽开来，并且车身周围的喷射速度相对较低。所有高速、湍流混合将发生在车辆上方。

在 1986 年 10 月 AGARD 会议记录第 423 号“通过结构响应的主动控制使直升机振动最小化”中，简明扼要地描述了直升机振动的问题，“振动控制一直是并且仍然是所有旋转翼飞行器的问题。多年来，为了将振动降低到可接受的水平，已经付出了相当大的努力。在直升机上有许多振动源，但最重要的分量是由主旋翼产生的，其频率(bR)等于叶片数(b)和旋翼速度(R)的乘积。这种叶片通过频率振动是在空气中沿边缘驱动转子的固有后果，并且永远无法完全消除，尽管转子激励的幅度可以通过仔细的转子系统设计来控制。空气框架的响应对机身的动态特性也很敏感，同样，精心的设计可以将响应降至最低。随着对问题本质认识的提高，以及对旋翼和机体动态响应预测能力的提高，设计一架低振动的直升机，或者至少避免过去导致高振动的问题，已经成为可能。然而，巡航速度和任务耐久性的增加趋势加剧了这个问题，因为转子振动载荷的大小随着速度而增加，振动对人体疲劳的影响与暴露时间成比例。”

直升机和圆形飞机在水平飞行中的相对速度很难说。直升机有一个基本的限制:向后移动的旋翼叶片产生的升力比那些在行进方向上移动的要小。在某些极限速度

下，向后移动的桨叶会失速，直升机无法安全地接近这个速度。

虽然圆形飞机在垂直起飞和着陆方面可能没有直升机的优势，但它们可以更容易地过渡到水平飞行，并且最终可以比直升机具有更高的速度。申请人的圆形飞机的水平飞行特性是未知的，但是它的速度可能被限制在小于主喷流的出口速度。对于某些飞行器外形，将所有气流转移到飞行器一侧的方案可以实现高速水平飞行，但这仍有待探索。

申请人的圆形飞机可能最吸引人的直升机应用是那些需要:

- (1) 可靠性;
- (2) 机动性;
- (3) 小有效载荷;
- (4) 低振动;和
- (5) 可观察性低。

在军事应用中，最突出的是战场侦察任务。在这里，从小基地进行操作的能力至关重要，圆形飞机具有真正的优势。它能够在一个不比自己的区域大多少的空间起飞和降落，比直升机更安全，直升机的旋转叶片对人员极其危险。

侦察任务可以分为有人和无人两种。在前者中，有效载荷由飞行员、传感器、计算机和通信设备组成。典型的有效载荷可能是 500 到 1000 磅，1-3 小时的飞行时间是典型的战术应用，主要是低速水平飞行..有一种使用遥控飞行器进行侦察的强烈趋势。在这些应用中，有效载荷较小，但有其他要求

是一样的。由内燃机驱动的“微型直升机”已经被开发出来用于这种用途，但是它们具有大型直升机的所有复杂性和大多数控制问题，并且在有效载荷和续航能力方面极其有限。

5

在商业和工业市场上，圆形飞机的应用前景是相似的。虽然圆形飞机可能永远不能用于重型起重，但直升机现在可以执行监视和监控任务，而且可以做得更好。10 为空中摄影提供了一个真正可操作但稳定的平台，一架遥控圆形飞机可以从皮卡后面发射，并被指示从各种角度拍摄照片。它可用于观察森林火灾、自然灾害和人为灾害，以及日常交通和犯罪监测。通过地面站投射的激光束，这种类型的飞行器可以被引导到其目标上方的固定位置，执行其任务，然后以“光束 20 骑行”模式带着曝光的胶片或记录的数据被带回发射场。

这些和其他优点在申请人的圆形飞机构型中实现，该构型在此公开并详细描述。

图简述

图 1 是圆形飞机的部分剖面示意图，显示了其主要推进装置和操纵面。

图 2 是圆形 30 飞机的部分剖视俯视图，示出了操纵面布置的更多细节。

图 3 是用于测量升力和探索圆形飞机可控性的实验装置的透视图。

35

图 4 是实验模型的透视图，示出了用于测量模型上的压力的静态测压口，以及在实验中用于测量模型推力的闸门。

详细描述

优选实施例

图 1 是申请人发明的剖视图，示意性地示出了一些部件。如图所示，圆形飞机 1 包括一个扁圆的 sphe-45 体 2，其大直径在水平面上。在该视图中，球体的顶面 39 和底面 40 显示为平面，但是这对于本发明的正确功能并不重要。主体 2 容纳原动机 3、燃料源 4、50 和混流风扇 5。混流风扇沿着平行于其旋转轴的线引导空气流，并径向排出空气流，实现风扇主体内的气流转向。混流风扇通过轴 6 连接到原动机，轴 6 由轴承 7 支撑。风扇的进口端 8 朝上。当风扇由原动机旋转时，空气通过其轴向叶片被向下吸入风扇，然后通过离心力从风扇出口 9 排出。由风扇 60 排出的空气的旋转运动由固定的导向叶片组件 10 校正。

飞机装备有两个或多个旋转控制叶片 11，它们可以通过致动器 12 绕它们的垂直轴旋转。这些叶片以协调的方式定位，以使来自固定导向叶片组件 10 的气流 65 围绕飞机的垂直轴线顺时针或逆时针转向，从而影响其围绕该轴线的旋转。

来自固定导向叶片组件的空气流水平排出，但是随后沿着主体 2 的平滑弯曲的外轮廓 13 向下弯曲。这通过将在本公开的后面详细描述的效果的组合来产生升力。升力的大小大约与空气的质量流量成正比。相对于飞机垂直轴的升力方向由四个门控制，其中两个门(14, 15)如图所示。每个闸门由致动器 16 控制，并且可以通过其致动器在升高位置(如闸门 14 所示)和降低位置(如闸门 15 所示)之间移动。在完全升起的位置，闸门部分地阻挡来自固定导叶组件 10 一侧的空气流，减小该侧的升力。因此，升力的净方向由闸门位置控制，允许飞机在飞行过程中

向任何方向倾斜。

旋转控制叶片和闸门的操作由飞行控制计算机 17 控制，该计算机也控制原动机 3 的速度。致动器 12 和 16 以及原动机 3 的感测和电力信号由线束 19 传导。任务计算机 20 响应存储的指令和来自传感阵列 21 的信号来确定飞机的飞行路径，传感阵列 21 通过线束 22 与任务计算机 20 互连。

图 2 是说明本发明进一步细节的部分截面俯视图。四个旋转控制叶片 11 和闸门 14、15、23 和 24 的位置被清楚地示出。固定导向叶片组件 10 被部分剖开示出，以示出固定导向叶片 26，固定导向叶片 26 接收来自混合流风扇 5 的涡旋空气流并将其沿径向排出。该视图还示出了从其入口端可见的混流风扇 5 的叶片 25。

参照附图参考图 1 和 2，现在将详细描述本发明的操作。

为了实现稳定的飞行，圆形飞机必须(a)在包括飞机总重在內的一系列数值范围内产生可控制的升力，(b)控制飞机绕两个水平轴的倾斜，以及(c)控制飞机绕其垂直轴的旋转。为了产生升力，飞机必须向下加速空气质量流，并保持飞机底部到顶部表面的正压差。有效升力是这两种效应的结果，但是说升力是这两种效应的总和可能会令人困惑。升力可以完全表征为质量加速度效应或压力效应，或者(更准确地说)两者的组合。可以导出升力的“压力分量”和升力的“加速度分量”，但是它们之间的除法是任意的，它们的和总是相同的。因此，有两种精确的方法来描述圆形飞机如何产生升力：作为压力效应或质量加速效应。每一个都是对本发明的提升原理的完整描述。

本发明通过质量加速度产生的升力可以描述如下。飞机上方的大量静止空气被加速进入混流风扇 5 的入口 8，然后通过固定的导向叶片组件 10 径向和水平地排出。质量流以薄的高速水平带状射流的形式存在，在顶面和底面都发生能量混合。混合过程将从周围空气中夹带额外的质量流进入射流，并导致射流减速和厚度增加。没有飞机的曲面 13，喷气式飞机

40

OQ475725346
一个或一个以上

7 将水平地继续, 并且在所有方向上均匀地消散由混合流风扇给予它的能量。然而, 表面 13 防止射流的下表面夹带周围的空气, 因此在射流上产生压差, 并且它沿着表面的曲率向下转动。当射流转向时, 它的上表面和外表面混合得更有能量, 夹带着静止的空气, 进一步增加了质量流量。升力是由通过混合气流风扇的空气质量的净加速度和与射流混合的周围空气质量的加速度产生的。升力的大小可以通过测量和积分产生的垂直流的速度分布来确定。

本发明通过压力产生的升力可以描述如下。混合流风扇 5 通过在其入口 8 的区域上产生低压区域来从上方吸入空气。从固定导叶组件 10 排出的空气通过能量混合从周围带走空气, 并在飞机的整个顶部区域产生净负压。从飞机排出的一些空气完全围绕机身 2 弯曲, 在机身下方产生轻微的正压。■圆形飞机的升力可以通过测量和积分其整个表面的压力分布来确定。

通过上述两种方法进行的升力测量或计算应产生相同的值。

申请人的发明的优选实施例对于给定的马力比参考文献中描述的圆形飞机产生更大的升力, 因为(a)混合流风扇 5 在向空气传递动量方面更有效, 以及(b)表面 13 的平滑轮廓对于将所得气流向下转向并诱导带状射流与周围空气的能量混合是最佳的。申请人开发的预测飞机升力的计算机代码, 结合从实际实验中得到的经验值, 表明该飞机 40 的升力将超过 4 磅。每马力。这足以允许使用传统的内燃机, 尽管这种飞行器的有效载荷和航程是有限的。有了燃气轮机原动机, 更有用的有效载荷和改进的射程将达到 45。

虽然升力的发展对圆形飞机的飞行能力很重要, 但升力矢量的能力对飞机姿态和飞行控制同样重要。申请人的发明的优选实施例通过对围绕主体 2 的空气质量流量的不同控制来实现这一点。我们已经通过实验确定, 圆形飞机一侧质量流量的减少将导致该侧产生的升力减少。因此, 通过部分阻断一侧的喷流, 可以产生 55° 的推力矢量。这是门 14、15、23 和 24 以及致动器 16 的功能。号 28 是一个直径 36 英寸、高 12 英寸的旋转铝机身, 由一当希望飞机的一侧向下倾斜时, 那一侧的门被提升到喷个{0}英寸厚的平板制成。该模型有一个直径为 12 英寸的气式飞机中, 那一侧的升力将减小。整个飞机的净升力平顶, 以及一个圆形轮廓和 12 英寸内径的射流附着面。悬不会显著降低, 因为流向飞机其他侧面的流量会略有增挂在模型上方的 Sus- 60 是一个气源, 包括一个电动加。

申请人的优选实施例圆形飞机通过在提升射流中重管将空气从鼓风机的矩形出口引导至位于模型平顶中心的新引入涡流来控制围绕其垂直轴线的旋转。旋转控制叶 12 英寸直径水平喷射成形喷嘴 31。鼓风机和过渡管通过刚片 11 将部分气流从径向转向, 以与径向线成一定角度离心管框架 32 悬挂在模型上方, 该刚性管框架 32 套在实验室的混凝土地板上。模型会立即安装

控制叶片一起启动, 在飞机机身上产生净扭矩。

申请人的优选实施例的原动机 3 是内燃机, 优选为每磅总重产生 1 马力的二冲程轻型发动机。这种发动机将在 6000 至 8000 转/分的转速下长时间可靠运行, 并将产生足够的扭矩以良好的效率驱动 24 英寸直径的混流风扇。在相同重量的情况下, 小型燃气涡轮发动机会产生更大的马力, 但是申请人不知道这种小型发动机。罗伯特·科雷获得专利的摆动旋转叶片发动机(美国专利。第 4, 605, 361 号)每磅将产生更大的马力, 但这种发动机的可靠性是未知的。

圆形飞机的原动机的空气和燃料的供应以及热量和排气产物的消除由飞机设计领域的技术人员进行普通工程设计。

申请人的优选实施例圆形飞机被设计成作为遥控或无人驾驶的自动飞行器。为此, 它配备有任务控制计算机 20、飞行控制计算机 17 和传感器或传感器阵列 21。飞行控制计算机 17 保持飞机的稳定性, 并确定哪些致动器将被操作以使其遵循命令的飞行路径。任务控制计算机 20 的功能是命令飞机通过其预定路径执行监视或其他任务。来自传感器阵列 21 的信号将被检测、分析和存储, 以确定飞行路径或供地面设施稍后分析。飞机可以配备通信链路, 以方便远程驾驶或修改任务或从传感器下载数据。各种可能的任务和装备配置超出了本公开的范围。

圆形飞机升力实验

圆形飞机的实用性取决于它是否有足够的升力以及是否存在控制升力矢量的方法。申请人进行了一项实验研究, 其目的是研究圆形飞机构型的升力和控制特性。围绕这样一架飞机的气流, 由一个在上表面排出的环形喷流驱动, 进行了实验研究和计算机模拟分析。实验结果随后被用于确定计算机模型的混合长度常数, 以便开发用于计算圆形飞机的流动、压力和升力特性的分析/经验方法。还探索了推力矢量方法。

图 3 示出了在该研究中使用的实验装置 27。飞机型 Aerovent 型 450BI 离心鼓风机 29 和一个过渡导管 30, 该导

在基座 33 上的喷射成形喷嘴下方,也套在地板上。该模型由四个 5 千克的 Tedea 305E 支撑在底座上。容量测压元件 34。

如图 2 所示 4,该模型有 19 个测压口 35,安装在上表面并与其齐平。其中 10 个龙头沿着流线以 2 英寸的间隔隔开;第一个位于喷嘴 31 的唇部正下方,最后一个位于模型的最边缘。其余九个分接头(未示出)位于从前十个分接头的线偏移 90°、180° 和 270° 的流线上,并且沿着它们各自的流线间隔大约 6 英寸。来自这些水龙头的压力全部由倾斜的水压计(未示出)测量。

安装在 ICL 2 英寸行程测微计驱动的楔形滑块(未示出)上的可移动总压探头 36 连接到压力计的另一个管上。滑块安装在调节板和支撑杆上(不是 stown[^]),可以放置在相对于模型表面的任何位置。

每个测压元件 34 将模型的一个象限支撑在垂直调节螺旋千斤顶 37 上,该千斤顶可用于调节(a)模型在基座 33 上方的高度,(b)其相对于喷射成形喷嘴 31 的角度,以及(c)由单个测压元件支撑的总重量的比例。

组装好实验仪器后,申请人使用悬挂在通常支撑模型的球窝上的测量重量来校准称重传感器。然后计算常数,用于补偿单个单元的零点偏移和增益。使用刻度盘测径器调节喷嘴高度,并测量和记录每个象限的最终开口。然后,整个模型被提升到刚好不接触喷嘴底部的位置,并被拉平。最后一次调整将每个称重传感器支持的静态力大致均衡到略低于 4 Kg。然后测量并记录模型顶部和喷嘴下唇顶面之间的间隙。

在每个喷嘴高度设置下,获得的初始数据是静态压力计读数和静力值。这些都被记录下来,鼓风机被打开。压力计静态压力读数。然后记录模型上的力。在沿着模型表面的三个或四个位置中的每一个位置,使用可移动探针 36 测量总压分布。在所有情况下,测量都从模型表面开始,并根据需要进行远离表面,以记录完整的速度剖面。

为了使射流与模型表面分离,模型被逐渐降低,直到它与喷嘴底部之间有 0.75 英寸的间隙。在这一点上,飞机仍然是连接的。升力从 3.41 公斤下降。至 3.05 公斤。标称喷嘴开口为 0.625”。

申请人通过将 9.5 英寸长、4 英寸高的透明塑料门 38 连接到喷管的一个象限来研究推力矢量。闸门从全开位置逐渐移动到全闭位置,用测压元件测量力。

实验和分析清楚地表明了基于这一原理的飞机的可行性。5 至 7 磅之间的升力/功率比。/hp。像测试的这种配置似乎是可能的。升力可以通过简单的方法进行矢量控制,大小可以通过调节原动机的速度。没有调查旋转控制。

优选实施例的变型

虽然申请人的优选实施例的圆形飞机被配置为遥控或无人驾驶的自主飞行器,但是为了执行其他任务,其他配置也是可能的。例如,一架放大版的圆形飞机可以在低空短距离搭载一个人。这将是一架“个人”飞机,用于娱乐或商业目的。在更大的尺寸中,圆形飞机可以用作货物或旅客运输工具。

作为优选实施例的一部分描述的原动机是内燃机,其存在许多替代方案。燃气轮机可以直接或通过齿轮箱驱动混流风扇。燃气轮机的废气流可以从飞机机身向下引导,或者与升力射流结合,将其稀释到较低的温度。像汪克尔这样的旋转发动机可能比活塞式发动机提供更高的功率重量比,具有可接受的可靠性。或者,可以使用电动机,特别是用于系留飞行应用,通过电线、微波或其他定向波束将电力传输到飞机。

在图闸门 14、15、23 和 24 以及旋转控制叶片 11 显示为位于飞机的相同象限。这种布置将结构和电气部件集中在四个区域,但可能会在控制装置之间产生干扰。例如,当旋转控制叶片 11 的相应闸门升高时,其权威性降低。为了在稍微增加车辆重量的情况下减少这种影响,旋转控制叶片可以位于闸门之间的中间位置。

为了实现更灵活的机动,例如军事前方炮兵观察员应用可能需要的机动,可以增加门 14、15、23 和 24 以及旋转控制叶片 11 的尺寸。这将增加他们的权力,并增加车辆可能的旋转加速度。作为调节飞机象限升力的一种方法,也有闸门的替代方案。例如,可以使带状射流与曲面分离(图 131)在阀体的一个象限中,通过闸门槽相同位置的槽的压缩空气气流(见 Huson, 同前。)。可选地,表面的曲率可以通过升高固定导向叶片组件下游的挡板而突然改变。任何使飞机某一象限的气流减少或使气流在某一象限分离的方法都可以用来确定推力矢量。

作为优选实施例圆形飞机的一部分所述的致动器 16 可以是液压缸、液压叶片马达、集成的电液或机电致动装置。如果是液压的,车辆必须有液压力源,否则致动器可能直接由电力供能。

虽然混流风扇被认为是重量轻、效率高的最佳组合,但对于速度更高的原动机,如燃气轮机,轴流式风扇和喷嘴的组合可能更有效。在这种情况下,权衡是发动机重量和推进效率:较轻的发动机在

更高的速度，对于混流风扇来说可能太高，但是轴流式风扇效率较低。齿轮箱，由于其增加的重量、损失和有限的寿命，可能是匹配燃气轮机和混流风扇的最佳方式。

申请人的圆形飞机的结构材料必须具有高的强度重量比。候选材料是碳纤维增强碳复合材料、铝锂合金以及更传统的玻璃纤维增强环氧树脂、蜂窝金属、轻木层压板等。为了重量最小化，原动机将是飞机的结构核心，大多数部件直接连接到它上面。

从上文可以清楚地看出，在不脱离本公开的精神和范围的情况下，飞行器设计领域的技术人员可以以多种形式实施申请人的发明。

我们声称：

1. 一种具有近似圆形平面形状的飞机，包括：

一种扁球形中空空气动力体，其最小尺寸为垂直方向，最大尺寸为水平方向，在上表面中心有一个孔；安装在所述空气动力体内的发动机，其具有向上延伸穿过所述孔的垂直输出轴；

混流风扇，其可旋转地连接到所述输出轴的端部，所述混流风扇的轴向进气开口朝上，并且其底面与所述空气动力体的上表面齐平；

导向叶片组件，用于从所述混流风扇的排放口去除涡流，固定安装到所述空气动力体的上表面，围绕并紧密连接到所述混流风扇的排放口，其中离开所述导向叶片组件的所述排放流遵循所述空气动力体的外部轮廓，并且基本上垂直向下，产生空气动力升力；

用于可调整地减少所述混流风扇在其径向排放口的一个扇区上的流量的装置；

用于可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置；和用于控制所述发动机速度的装置。

2. 根据权利要求 1 所述的装置，其中所述空气动力体的所述上表面是水平面，并且所述导向叶片组件的所述排出流水平排出。

3. 根据权利要求 1 所述的装置，其中所述空气动力体的所述上表面是凸形弯曲的，并且所述导向叶片组件的所述排出流以向下的速度分量排出。

4. 根据权利要求 1 所述的装置，其特征在于，所述用于可调节地减少所述混流风扇流量的装置是一个闸门，该闸门可调节地跨过所述导向叶片组件的排放口升起。

5. 根据权利要求 1 所述的装置，其特征在于，所述可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置是在所述排放流中可调整地旋转的叶片。

6. 根据权利要求 1 所述的装置，还包括飞行控制装置，该飞行控制装置连接到所述用于可调节地减少所述混合流风扇在其径向排放口的一部分上的流量的装置，连接到所述用于可调节地向所述导向叶片组件的排放流的一部分施加涡流的装置，以及连接到所述用于控制的装置

控制所述发动机的速度，用于控制所述飞机的飞行路径。

7. 根据权利要求 6 所述的设备，还包括连接到所述飞行控制装置的任务命令装置，用于预先确定所述飞机的飞行路径。

8. 根据权利要求 7 所述的设备，还包括连接到所述任务命令装置的传感器装置，用于检测来自所述飞机环境的信号和条件。

9. 一种具有近似圆形平面形状的无人驾驶自主车辆，包括：

一种扁球形中空空气动力体，其最小尺寸为垂直方向，最大尺寸为水平方向，在上表面中心有一个孔；

安装在所述空气动力体内的发动机，其具有向上延伸穿过所述孔的垂直输出轴；

混流风扇，其可旋转地连接到所述输出轴的端部，所述混流风扇的轴向进气开口朝上，并且其底面与所述空气动力体的上表面齐平；

导向叶片组件，用于从所述混流风扇的排放口去除涡流，固定安装到所述空气动力体的上表面，围绕并紧密连接到所述混流风扇的排放口，其中离开所述导向叶片组件的所述排放流遵循所述空气动力体的外部轮廓，并且基本上垂直向下，产生空气动力升力；

用于可调整地减少所述混流风扇在其径向排放口的一个扇区上的流量的装置；

用于可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置；

用于控制所述发动机速度的装置；

飞行控制装置，其连接到所述用于可调整地减少所述混合流风扇在其径向排放口的一部分上的流量的装置，连接到所述用于可调整地向所述导向叶片组件的排放流的一部分施加涡流的装置，以及连接到所述用于控制所述发动机速度的装置，用于控制所述飞行器的飞行路径；连接到所述飞行控制装置的任务指令装置，用于预先确定所述飞行器的飞行路径；和连接到所述任务命令装置的传感器装置，用于检测来自所述车辆环境的信号和状况。

10. 根据权利要求 9 所述的装置，其中所述空气动力体的所述上表面是水平面，并且所述导向叶片组件的所述排出流水平排出。

11. 根据权利要求 9 所述的装置，其中所述空气动力体的所述上表面是凸形弯曲的，并且所述导向叶片组件的所述排出流以向下的速度分量排出。

12. 根据权利要求 9 所述的装置，其特征在于，所述用于可调节地减少所述混流风扇流量的装置是一个闸门，该闸门可调节地跨过所述导向叶片组件的排放口升起。

13. 根据权利要求 9 所述的装置，其特征在于，所述可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置是在所述排放流中可调整地旋转的叶片。

14. 一种具有近似圆形平面形状的垂直起降飞行器，包括：

一种扁球形中空空气动力体，其最小尺寸为垂直方向，最大尺寸为水平方向，在上表面中心有一个孔；安装在所述空气动力体内的发动机，其具有向上延伸穿过所述孔的垂直输出轴；
混流风扇，其可旋转地连接到所述输出轴的端部，所述混流风扇的轴向进气开口朝上，并且其底面与所述空气动力体的上表面齐平；
导向叶片组件，用于从所述混流风扇的排放口去除涡流，固定安装到所述空气动力体的上表面，围绕并紧密连接到所述混流风扇的排放口，其中离开所述导向叶片组件的所述排放流遵循所述空气动力体的外部轮廓，并且基本上垂直向下，产生空气动力升力；
用于可调整地减少所述混流风扇在其径向排放口的一个扇区上的流量的装置；
用于可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置；和
用于控制所述发动机速度的装置。
15. 根据权利要求 14 所述的装置，其中所述空气动力

力体的所述上表面是水平面，并且所述导向叶片组件的所述排出流水平排出。

16. 根据权利要求 14 所述的装置，其中所述空气动力体的所述上表面是凸形弯曲的，并且所述导向叶片组件的所述排出流以向下的速度分量排出。

17. 根据权利要求 14 所述的装置，其特征在於，所述用于可调节地减少所述混流风扇流量的装置是一个闸门，该闸门可调节地跨过所述导向叶片组件的排放口升起。

18. 根据权利要求 14 所述的装置，其特征在於，所述可调整地向所述导向叶片组件的部分排放流施加涡流的装置是在所述排放流中可调整地旋转的叶片。

19. 根据权利要求 14 所述的装置，还包括飞行控制装置，该飞行控制装置连接到所述用于可调节地减少所述混合流风扇在其径向排放口的一部分上的流量的装置，连接到所述用于可调节地向所述导向叶片组件的排放流的一部分施加涡流的装置，以及连接到所述用于控制所述发动机速度的装置，用于控制所述飞行器的飞行路径。

25

30

35

40

45

50

55

60

65

ii
ii
iiiiiiin

US005102066A

美国专利^[19] [11]专利号:

5102066

丹尼尔^[45]专利日期:

1992 年 4 月 7 日

[54]垂直起降飞机

[76]发明人: 威廉·丹尼尔, 塔尔萨 121 号,
罗杰斯, 方舟。72756

[21] 应用。编号:560, 582

[22] 归档: 1990 年 7 月 30 日

[51] Int. Cl. B64C 29/00; B64C 39/06

[52] 美国 Cl. 244/12.2; 244/23°
C.

[58] 搜索区域 244/12.2, 23 R, 23 C,
244/23 A, 73 C

[56] 引用参考文献

美国专利文件

- 1, 123, 589 1/1915 波特 244/23 摄氏度
- 2, 567, 392 9/1951 零 244/23 °C
- 2, 972, 455 1/1961 Borchers 244/23 C
- 3, 019, 756 2/1962 Murri 244/23 C

外国专利文件

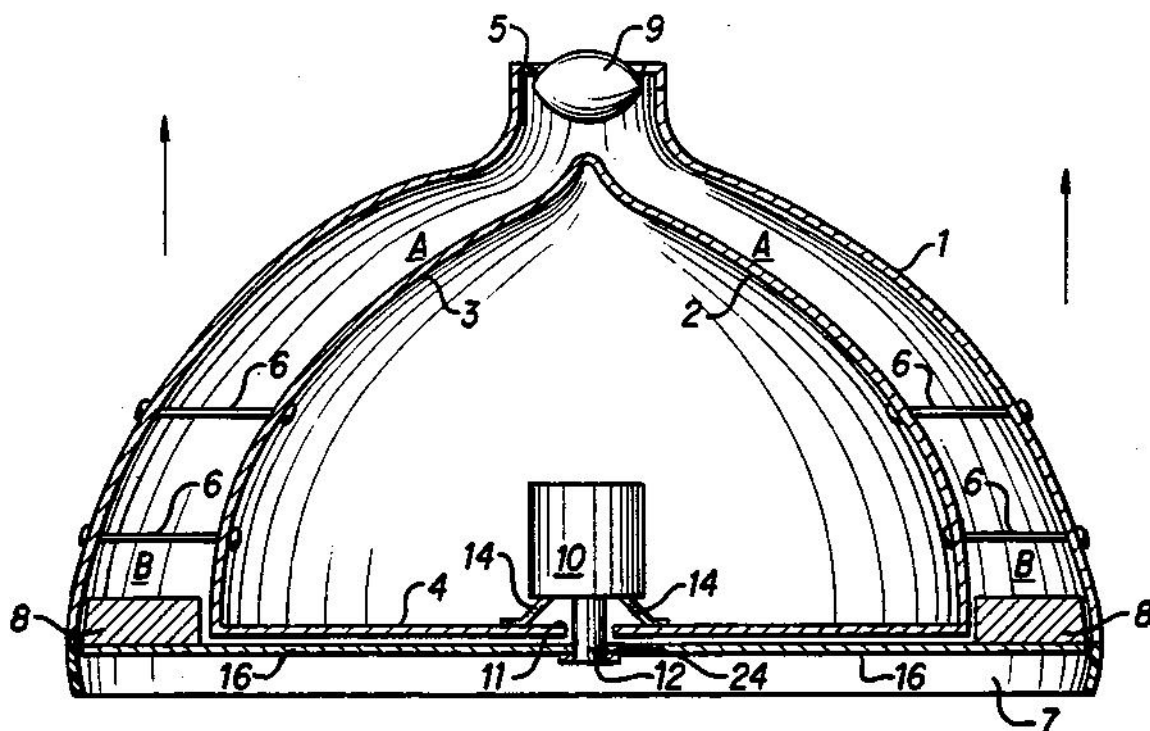
- 777549 2/1935 法国 244/23 R
1281518 6/1964 法国 24/12.2

主考官——盖伦·赤脚律师, 代理人——或事务所——
杨&汤普森

[57]摘要

在垂直起降飞行器中, 一对嵌套的圆顶形壳体间隔开, 并通过支柱刚性地相互连接。外壳具有形成在其顶部的中心开口, 并且外壳的形状使得两个外壳之间的空间从外壳的中心顶部到外壳的外围底部逐渐变宽。圆形系列的弓形翼面单元设置在壳体底部之间的环形空间中, 并由安装在内壳体上的发动机驱动旋转。当圆形系列的弓形机翼单元旋转时, 在机翼单元上方产生低压, 在下方产生高压, 使得空气通过外壳的中心开口向下吸入, 以产生允许飞机垂直位移的推力。

8 权利要求, 3 张图纸



禁止转载

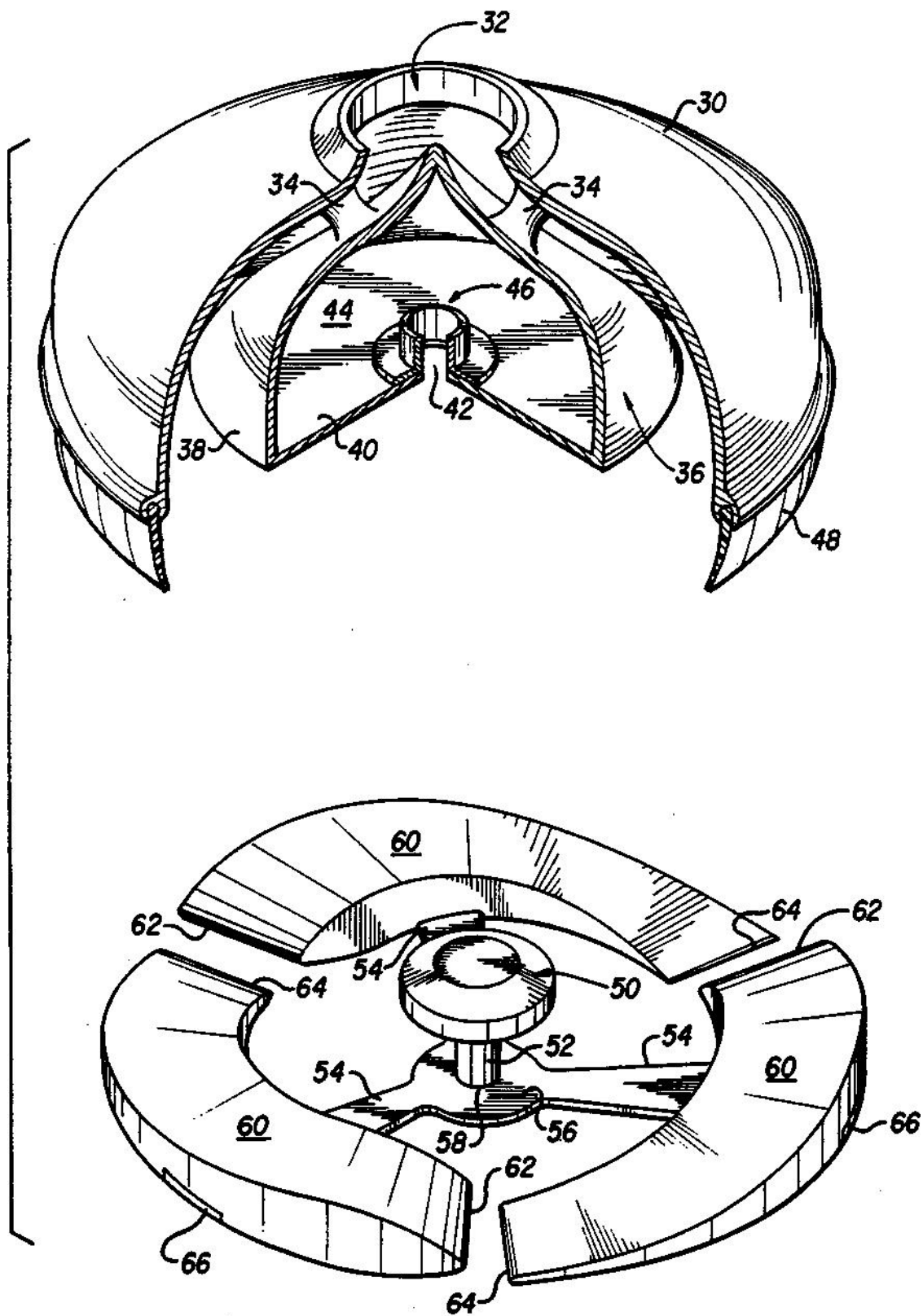


图 3

QQ475725346

禁止转载

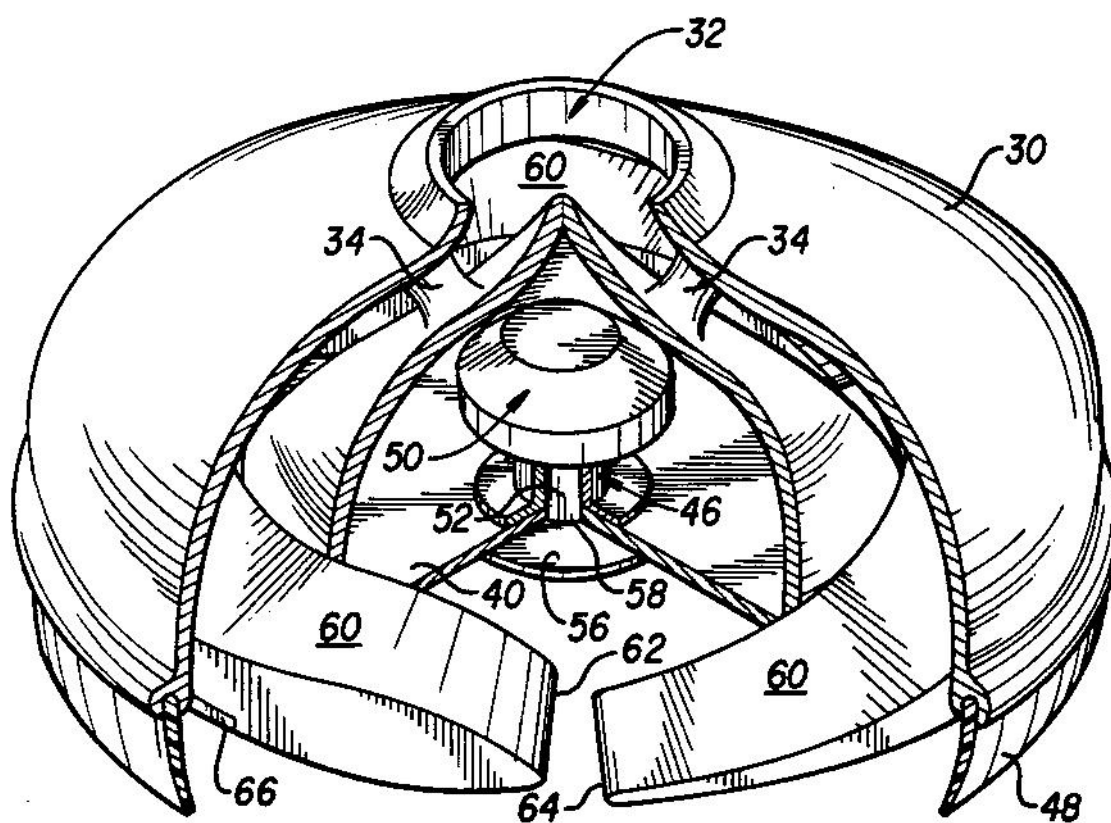


图 4

垂直起降飞机

本发明涉及飞机设计，更具体地说，涉及一种改进的垂直起落飞机的结构。

在共同未决的申请 Ser. 在同一发明人的 07/521, 565 号专利中，重要的流体动力学原理的发现已经体现在泵和油水分离器中，以改善流体¹⁰通过身体的运动。在本申请中，这些原理在某种程度上以不同的方式体现，以改善身体在流体中的运动。

因此，本发明涉及一种垂直起落飞机，其包括一对嵌套的圆顶状壳体，壳体通过支柱相互连接并保持间隔关系。外气从这里通过文丘里效应被吸入向下流动的空气中。壳在其顶部具有中心开口，两个外壳在其底部一起限定了开放的环形空间。这些壳体被构造造成使得两个壳体 20 之间的间距从它们的顶部到底部逐渐增加。

设置在两个壳体底部之间的环形空间中的是圆形系列的弓形翼面元件，它们的前缘都围绕圆面向相同的方向。翼型元件 2 通过辐条构件相互连接，辐条构件又连接到容纳在内壳上或内的马达的输出轴。马达在由两个壳体元件的底部限定的环形空间内驱动圆形系列的翼型元件旋转。

当每个翼面元件在两个壳体之间的空气中移动时，在其上表面产生减压区域，在其下表面产生高压区域，如本领域中已知的。在根据本发明的结构中，翼型件上表面上的低压区用于将空气通过外壳的中心开口吸入两个壳体之间的空间，从那里空气在旋转的翼型件系列下方的高压下排出，从而产生垂直起落飞机垂直移动的推力。

将参照附图更详细地解释本发明，附图示出了根据本发明的两个优选实施例，其中：

图图 1 是根据本发明第一实施例的垂直起落飞机的轴向剖面图；

图图 2 是在图 1 的实施例中所使用的螺旋桨结构 50 的平面图 1；

图图 3 是根据本发明第二实施例的垂直起落飞机的部分剖面分解图；和

图图 4 是根据图 1 的实施例的组装视图，也是部分截面图 3。

现在参考附图，更具体地说，参考图 1-3 参考图 1 和 2，示出了根据本发明的垂直起落飞机的第一实施例。如图 2 所示如图 1 所示，该飞行器包括通常为圆顶 60 形的外壳 1，外壳 1 在其顶部设有中心开口 5，在其底部开口。内壳 2 同心地设置在外壳内，并通过支柱 6 刚性地在~~外壳上~~。支柱 6 必须能够将内壳 1 和外壳 2 保持为一个整体组件，但不应太大或太多而显著阻碍两个壳之间空间内的气流。

内壳 2 由圆顶形构件 3 和盘形地板构件 4 组成，盘形地板构件 4 在其底部封闭圆顶形构件 3。为了便于制造，圆顶 3 和圆盘 4 通常是分开的相互组装的元件，但是这些元件也可以整体形成，使得内壳 2 是单件结构。

在盘形地板 4 的中心安装有原动机 10，通过支撑腿 14 支撑在地板 4 上。原动机 10 可以是能够以足以驱动飞行器的输出为其输出轴 12 提供动力的任何形式的马达或发动机。在发动机以可燃燃料为燃料的情况下，合适的排气管(未示出)将从发动机通向飞行器的外部。排气管也可以通向两个壳体之间的空间，废气从这里通过文丘里效应被吸入向下流动的空气中。原动机 10 的输出轴 12 向下延伸穿过形成在地板构件 4 中的孔 11，并且刚性地在形成在包括辐条构件 16 的板的中心的另一个孔 24 中。

包括辐条元件 16 的板位于地板 4 的下面，并且在图 2 的平面图中可以更好地看到

2. 如图 2 所示如图 2 所示，每个辐条元件 16 具有连接到包括孔 24 的中心元件 26 或与其一体形成的径向内端，以及连接到相应的一个翼型元件 8 的径向外端。

中心构件 26 和辐条构件 16 的径向范围可以相互变化，超过图 2 所示的范围 2。也就是说，中心构件 26 可以具有较大的直径，辐条构件 16 可以具有较小的直径；实际上，中心构件 26 可以一直径向延伸到邻近翼型元件 8，使得辐条构件 16 仅位于翼型元件 8 下方。然而，目前优选的是形成如图 1 所示的螺旋桨单元 2，减轻组件重量。螺旋桨装置如图 2 也将允许在一对相邻辐条元件 16 之间进入设置在地板 4 中的舱口。

尽管图 1 的螺旋桨单元如图 2 所示，包括四个翼面单元 8，可以理解的是，翼面单元的数量，以及因此辐条元件 16 的数量，可以根据垂直起落飞机的尺寸和使用要求随意变化，从最少两个翼面单元，直到任何期望的最大翼面单元数量。

翼型元件 8 可以如较早的美国专利中所述。第 3, 261, 297 号，其全部内容通过引用明确并入本文，其程度与本文一致。根据图 1 和 2 的实施例的翼型元件 81 和 2 不同于美国专利中描述的那些。第 3, 261, 297 号，因为本发明的翼型元件在其水平面内是弯曲的，而较早的美国专利的翼型元件在其垂直面内是弯曲的。

每个翼型元件 8 包括前缘 20 和后缘 22，一系列翼型元件 8 布置成使得前缘都围绕圆面向相同的方向。

图中的螺旋桨装置 2 容纳在图 1 所示的整体结构中 1，使得圆形系列的翼型元件 8 占据由外壳和内壳 2 限定的环形空间的最低区域。

4, 5, 066102

适当地减慢螺旋桨和/或用阻尼器 9 限制开口 5, 也可以有效地控制飞行器的下降。

图 1 和 2 所示的结构图 1 和图 2 提供了垂直起落飞机的受控垂直位移。然而, 可以理解的是, 所示的垂直起落飞机也可以配备传统的方向控制器, 以提供受控的横向运动, 这在本领域技术人员知识范围内。

图 3 和 4 示出了根据本发明的第二实施例, 其与图 1 和 2 的实施例相同的方式操作 1 和 2。

参考图 2 如图 3 所示, 外壳 30 和内壳 36 通过支柱构件 34 刚性地相互连接。外壳 30 在其顶部具有中心开口 32, 并且在其底部固定到环形裙部构件 48。在该实施例中, 在中心开口 32 中没有设置阻尼器, 因而仅通过改变翼型旋转的速度就可以充分控制上升和下降的速度。

内壳 36 具有圆顶形元件 38 和底板 40, 它们一起限定了适于接收货物和/或乘客的内部舱室 44。底板或货物车厢链连接到互连裙部, 以铁路车厢的方式彼此连接, 并且最下面的车厢具有起落架。

图 3 还示出了该实施例的螺旋桨驱动组件, 该组件包括中心板构件 56, 该中心板构件 56 具有从其口 5 或多或少地被阻塞, 从而增加或减少通过开口 5 的气流辐射的三个辐条 54, 每个辐条连接到相应的翼型单元 60。本实施例的翼型单元 60 与前述实施例的翼型单元 8 相同, 除了翼型单元 60 的数量是三个而不是四个, 并且它们的弧形范围相应地增加了。每输出轴 12 刚性地在螺旋桨单元上。当螺旋桨单元在外个翼型单元 60 包括前缘 62 和后缘 64, 一系列翼型壳 1 的底部和内壳 2 之间限定的环形空间内旋转时, 在翼型单元 60 被布置成使得前缘在圆中面向相同的方向。型元件 8 的上表面上产生低压区域, 在翼型元件 8 的下表面中心板构件 56 包括孔 58, 原动机 50 的输出轴 52 固定面上产生相应的高压区域。响应于低压, 空气通过形成在定地容纳在孔 58 中。应当注意, 在该实施例中, 原外壳 1 中的中心开口 5 被吸入, 从那里空气从区域 A 向下流动到区域 B。

根据本发明的一个显著特征, 外壳 1 和内壳 2 之间的最近距离从区域 A 和区域 B 55 逐渐增加, 使得从区域 A 到区域 B 的空气流逐渐减少。以这种方式, 已经发现, 即使的方式。具体而言, 辐条元件与空气箔片单元 60 的上表面和下表面的空气动力学特性。因此, 连接到翼面单元 60 的辐条 54 的端部 66 容纳在设置在翼面单元下表面上的合适切口口中。

低压区和高压区, 连同螺旋桨装置向下排出的空气, 产生一个推力, 使垂直起落飞机在空气中向上移动, 方向如辐条元件 54 和翼面单元 60 之间的连接也可以通过穿过图 65 箭头所示 1. 上升的速度可以通过螺旋桨单元旋转的速过翼面单元 60 的侧面从辐条元件 54 或直接从直径增大来控制, 也可以通过阻尼器 9 打开的程度来控制。经过大的圆盘 56 穿过的螺栓来实现。

图 4 示出了图 1 的实施例如图 3 所示, 在组装状态下, 从图中可以看出, 如在前面的实施例中, 板构件 56 和辐条 54 位于内壳 36 的底板 40 之下, 并且翼型单元 60 占据内壳 36 的底部和外壳 30 之间的环形空间。图 1-3 的实施例的操作方式图 3 和 4 是针对图 1 和 2 的实施例描述的 1 和 2。

尽管已经结合本发明的各种优选实施例描述了本发明, 但是本发明将

应该理解的是，给出实施例仅仅是为了说明的目的，而不应该被解释为限制在所附权利要求的真实精神和范围内阐述的本发明。

声称的是：

1. 一种垂直起飞和着陆飞机，包括具有中心轴线的外部圆顶形壳体 and 同心地设置在外壳体内的内部圆顶形壳体，刚性地互连内部壳体和外部壳体并在它们之间保持预定间隔的支柱，所述外部壳体具有上部中心开口并在其底部开口，从而在内部壳体和外部壳体之间限定环形空气空间，内部壳体和外部壳体被构造成在它们之间具有逐渐变宽的空间，使壳体的中心朝向它们的基部移动；圆形系列的翼型元件，其设置在邻近内壳和外壳底部的环形空气空间内，每个所述翼型元件沿着以外壳中心轴线为中心的圆弧延伸，每个所述翼型元件的宽度不超过外壳和内壳底部之间的间距，并且所述翼型元件设置在外壳和内壳之间；以及安装在内壳上并具有输出轴的马达，该输出轴通过板构件连接到圆形系列的翼型元件，从而一致地旋转圆形系列的翼型元件。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，还包括阻尼器，该阻尼器设置在外壳的中心开口内，并且可调节以改变所述开口的尺寸。

3. 根据权利要求 1 所述的飞行器，还包括固定在外壳下边缘的向下悬垂的环形裙部。

4. 根据权利要求 3 所述的飞行器，其中所述环形裙部由弹性体材料形成。

5. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中所述圆形系列的翼型元件包括三个翼型元件。

6. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中所述圆形系列的翼型元件包括四个翼型元件。

7. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其中所述内壳限定了容纳马达的内腔。

8. 根据权利要求 7 所述的飞机，其特征在于，所述内壳包括支撑电机并引导其输出轴向下穿过内壳的电机座。

25

30

35

40

45

50

55

60

65



[54]涡轮飞行器

律师、代理人或事务所——奥尔特曼和弗林

[76]发明人: 雷内·瓦尔夫德, 佛罗里达州珊瑚山墙托莱多街 4405 号 33146

[57]

摘要

[*]注意: 本专利的期限部分在 2008 年 8 月 13 日之后已经被放弃。

一种飞行器, 具有基本上圆形的机身, 该机身在飞行方向上具有作为空气轮廓的轮廓

[21] 应用。编号: 757, 326

平面机翼, 在所述机身内的至少两个同心反向旋转涡轮叶片组件, 用于产生穿过所述组件的垂直提升气流。发电装置和用于将发电装置连接到涡轮叶片组件以保持其旋转运动的装置。它还包括连接到发电装置的推力装置, 用于向飞机施加水平推力, 反向增压装置包括位于涡轮叶片组件下方的多个燃烧室, 用于增压所述垂直提升气流。还包括设置在所述涡轮叶片组件下方的压缩空气增压室, 该增压室与燃烧室和发电装置的进气部分流体连通, 用于供应氧气以维持所述燃烧室中的燃烧并维持所述发电装置中的动力, 该增压室包括设置在所述涡轮叶片组件上方用于吸入空气的上叶片、设置在所述压缩空气增压室下方用于排出空气的下叶片以及相应的上和下叶片控制装置。

[22] 归档: 1991 年 9 月 10 日

[51] Int. Cl. 5 B64C 39/06

[52] 美国 Cl 244/12.2; 244/23° C; 244/53R; 244/60; 244/12.3

[58] 搜索范围 244/12.2, 23° C, 12.3, 244/23 R, 52, 60, 62, 17.19, 12.1, 36, 53 R

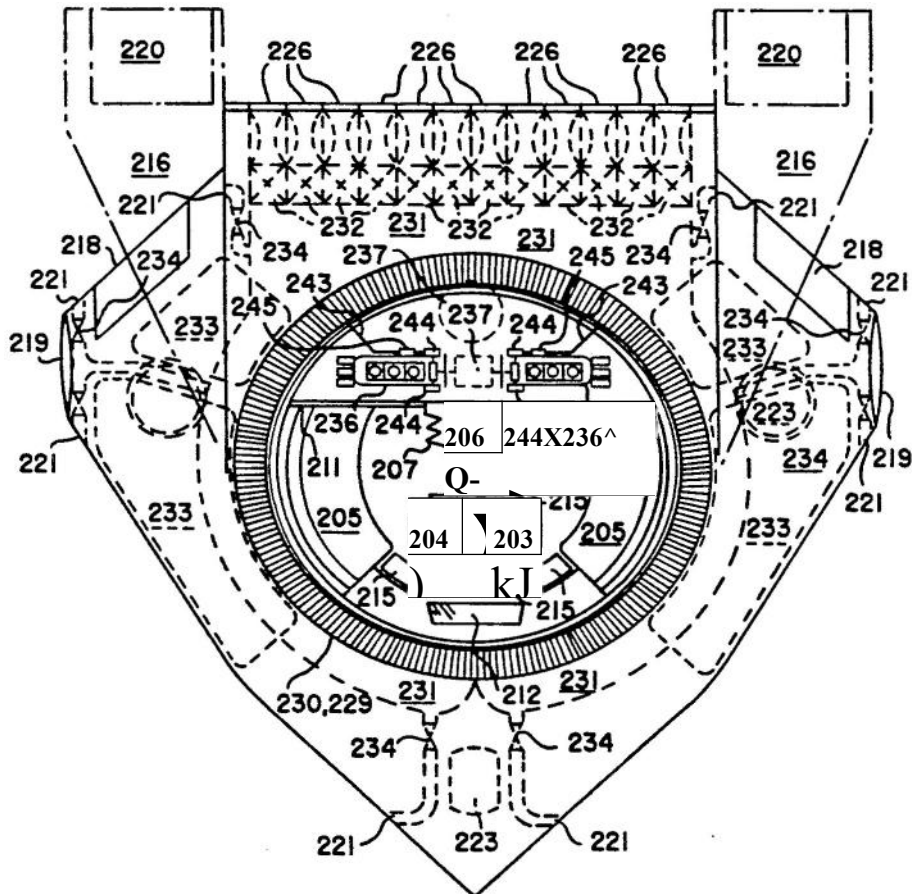
[56] 引用参考文献

美国专利文件

3, 020, 003 2/1962 Frost 等人 244/23° C

主考官——盖伦·赤脚

24 项索赔, 13 张图纸



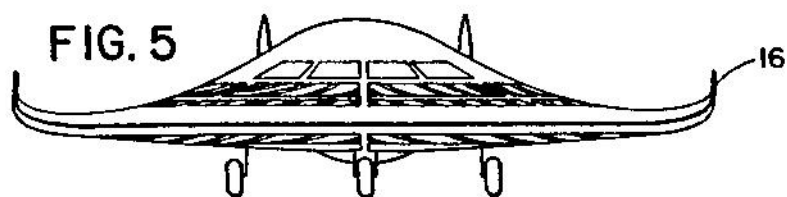
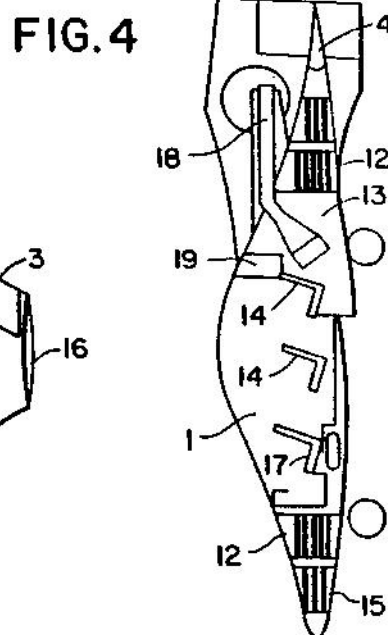
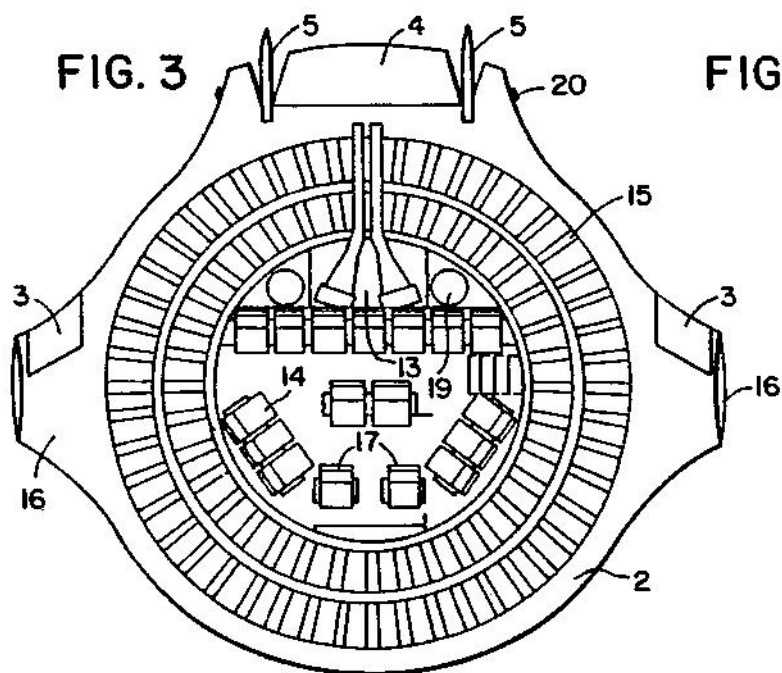
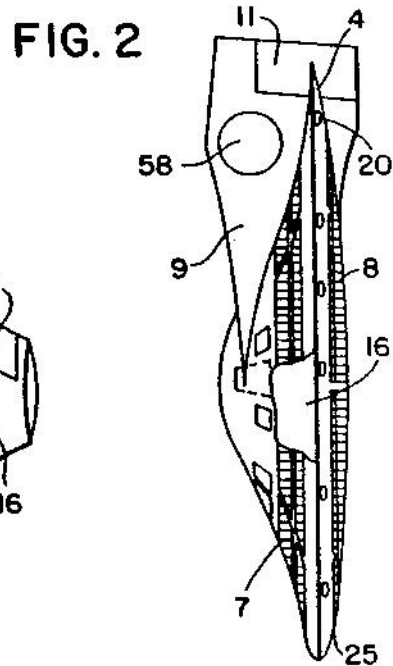
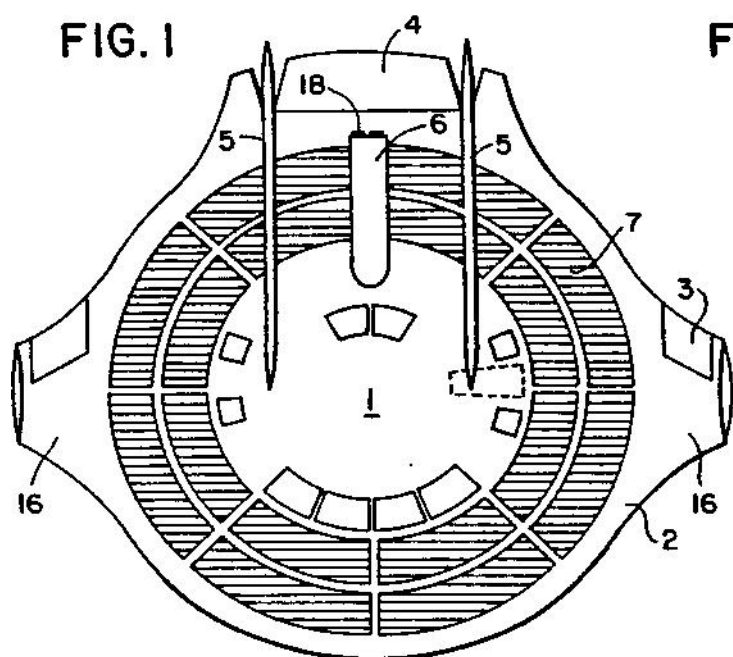
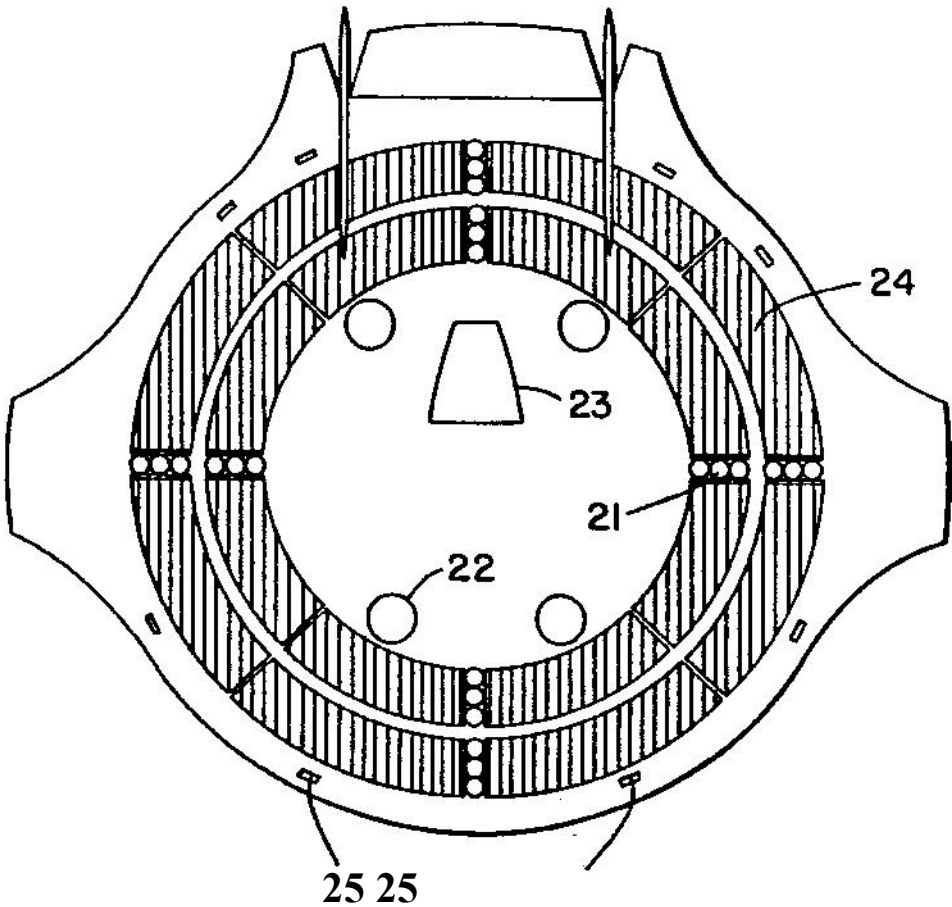


图 6



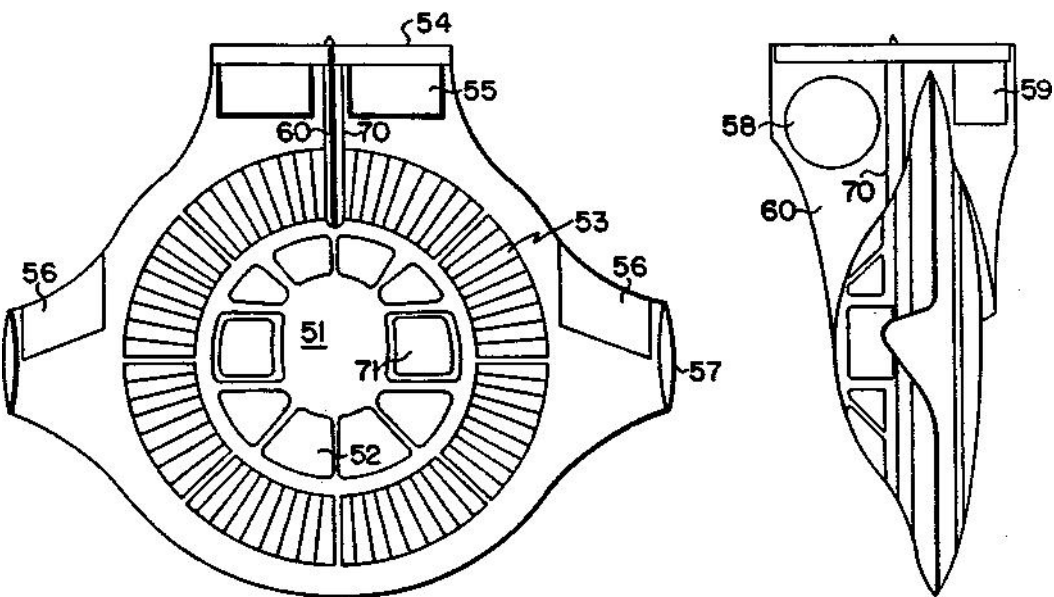


图 7 图 8

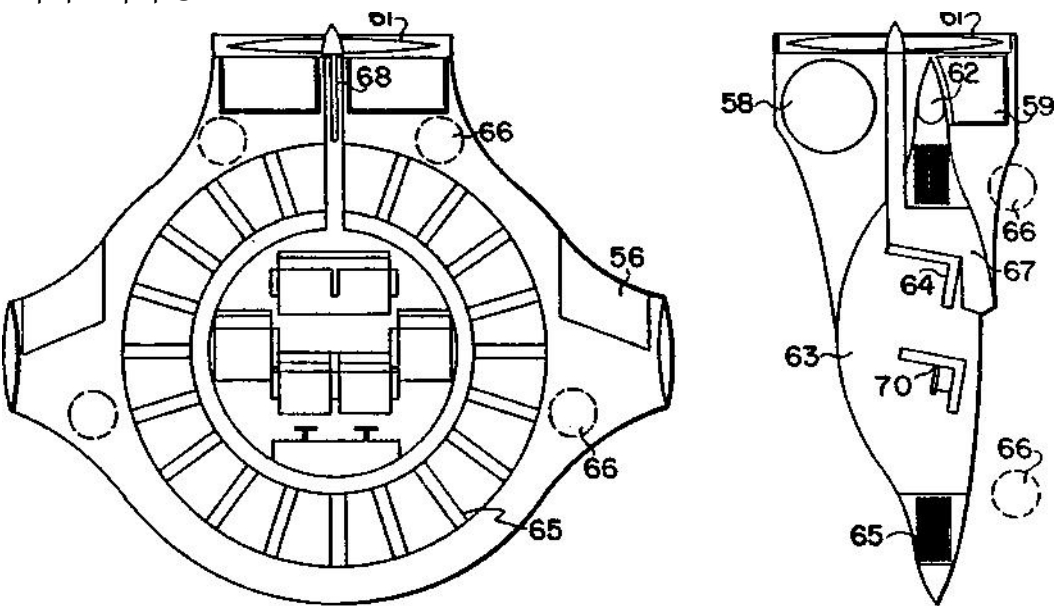
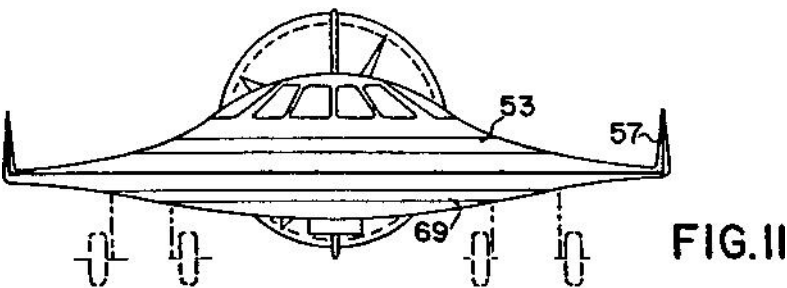


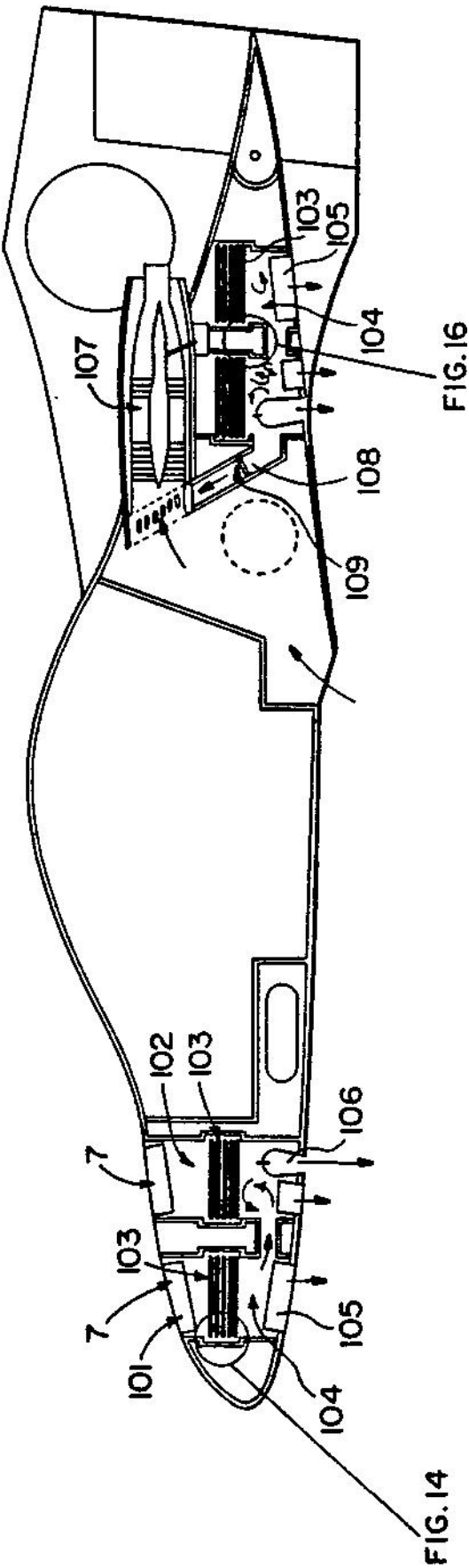
图 9 图 10



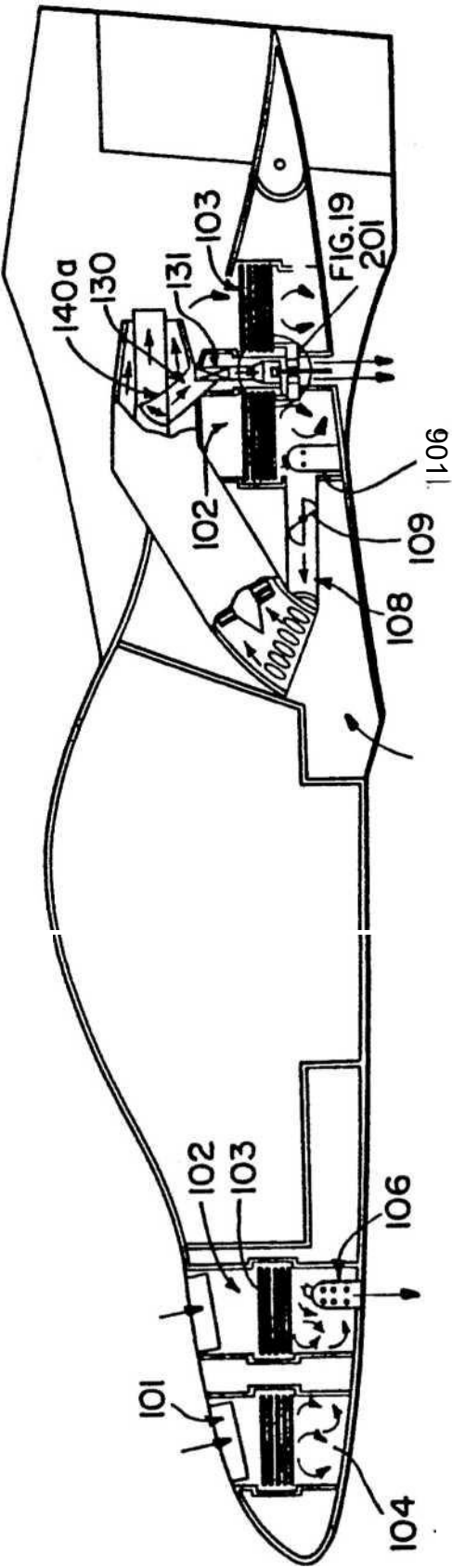
禁止转载

厘米
O
LL。

禁止转载

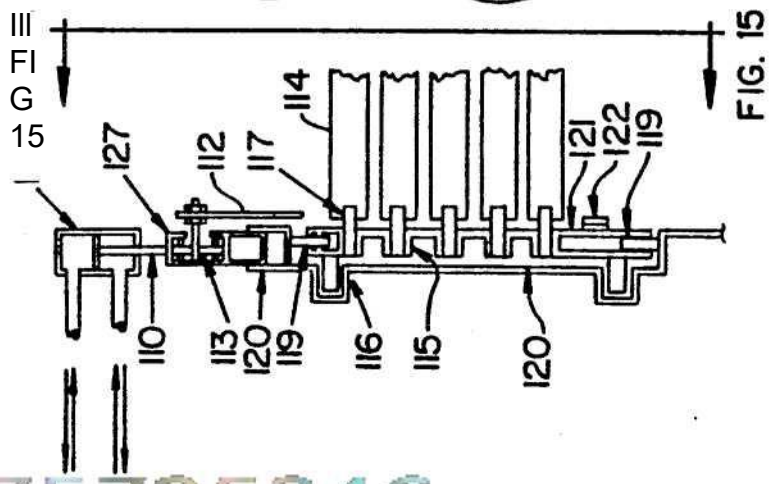
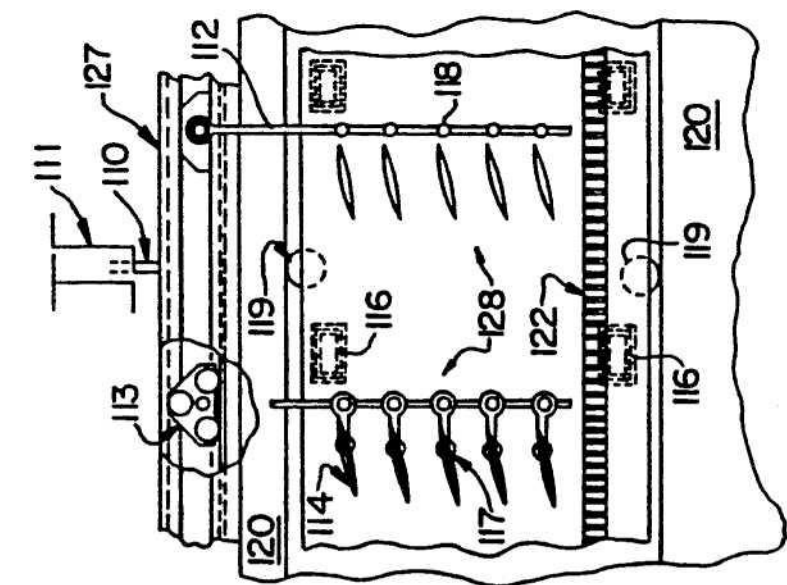
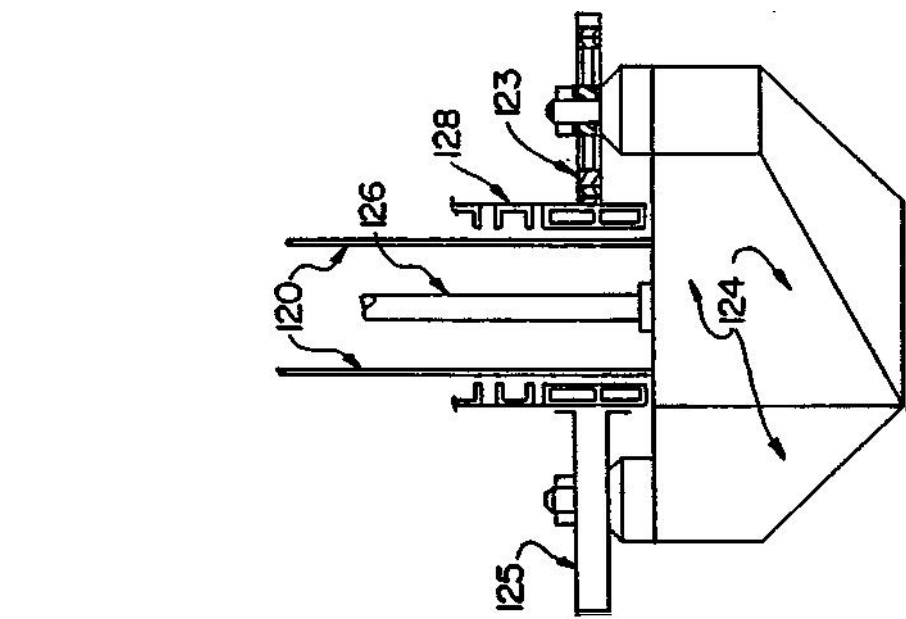


ro
O
LL



美国专利 1992 年 6 月 22 日， 13 5， 149， 012 页

QQ475725346
禁止转载



身
份
证
L

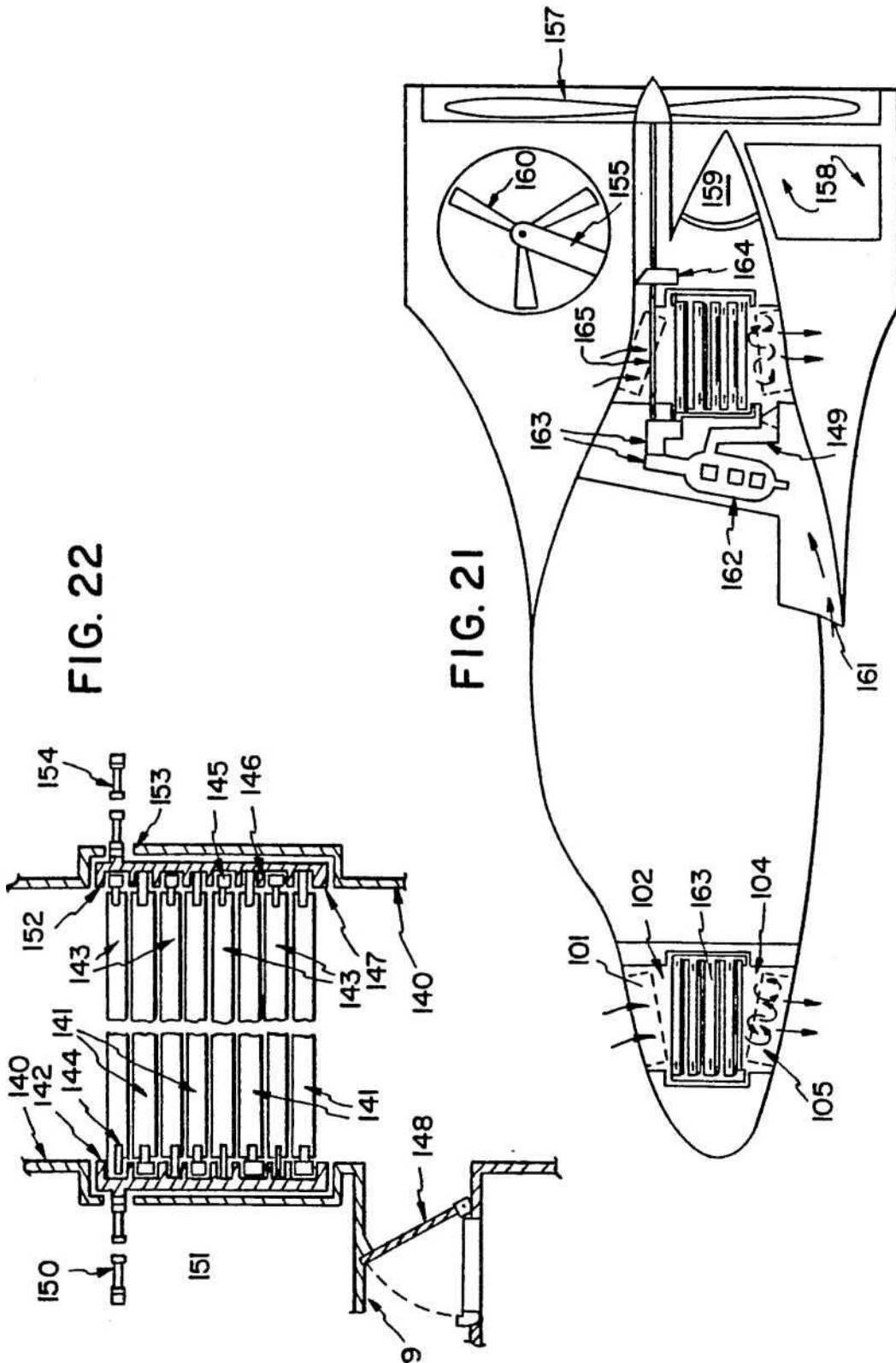
。禁止转载

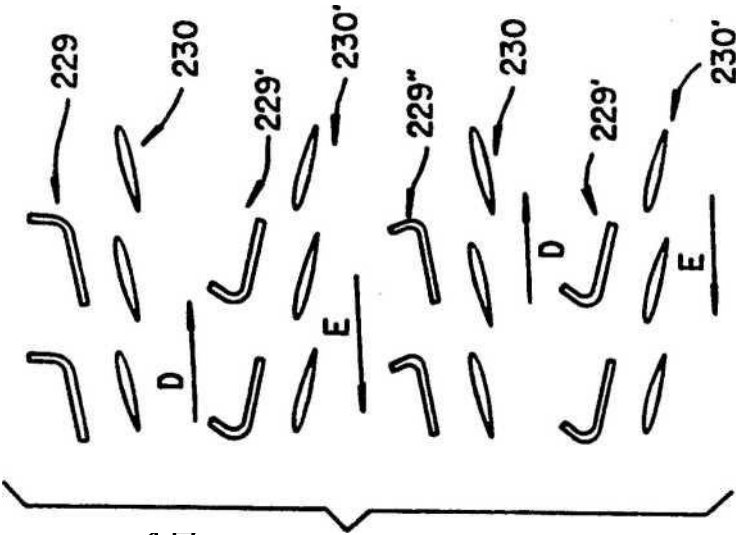
1992 年 9 月
22 日

第 7 页，共 13
页

5, 149, 012

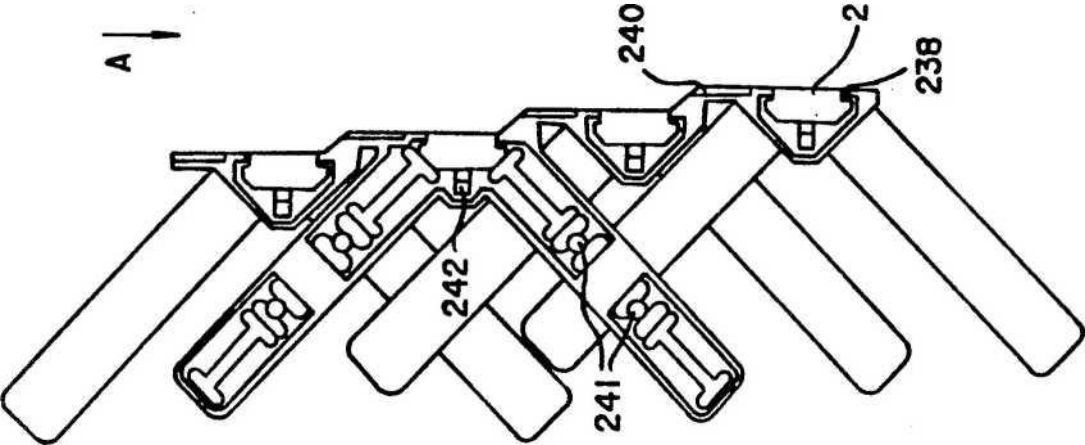
..





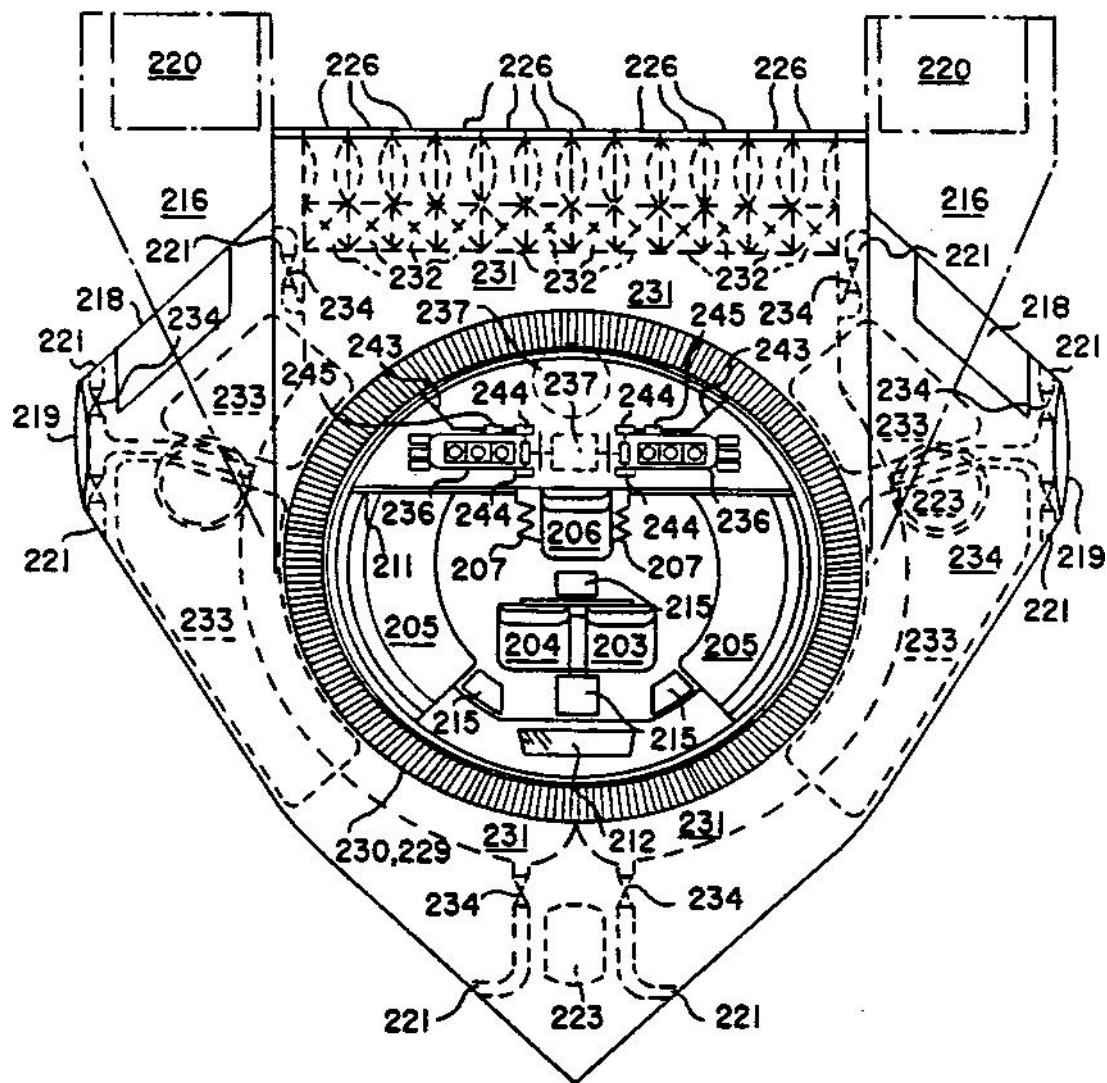
禁止转载

0 ro GJ



QQ475725346

图 24



禁止转
载

QQ475725346

图 25

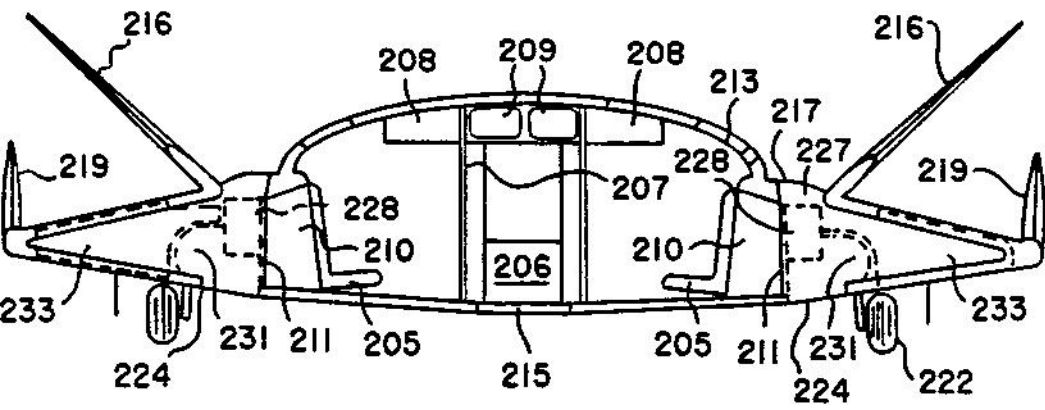
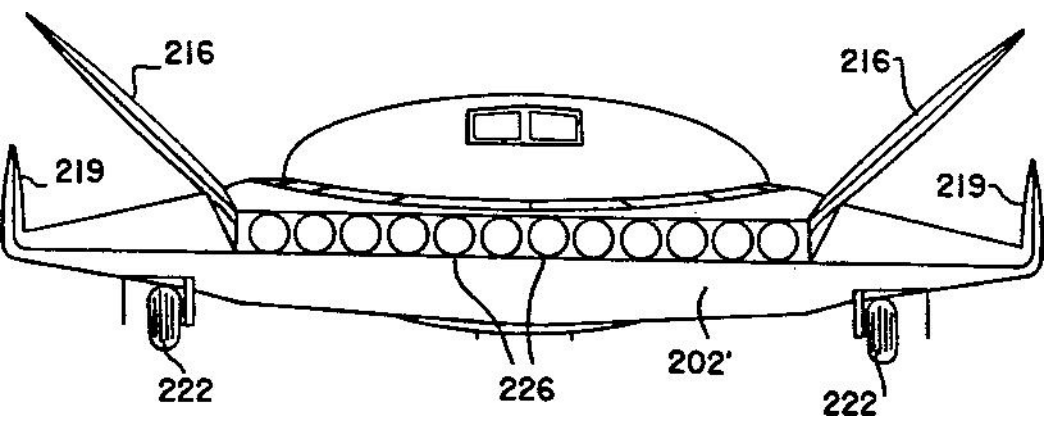


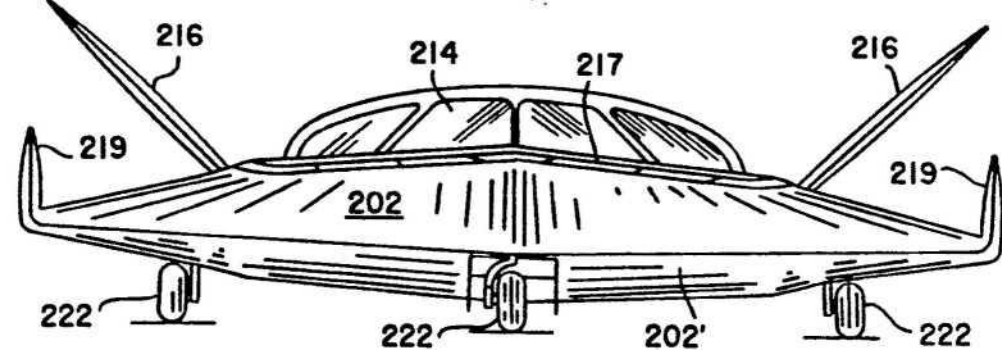
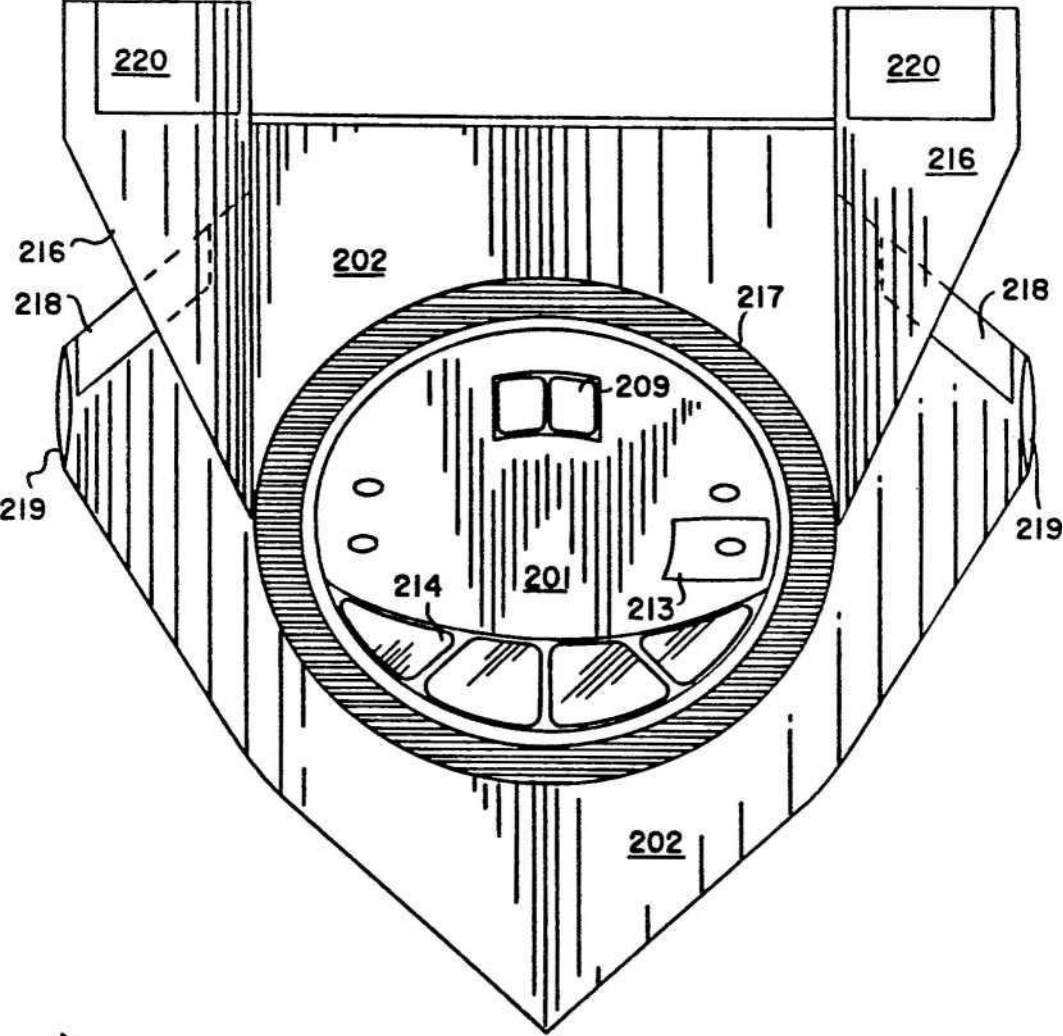
图 29



禁止转载

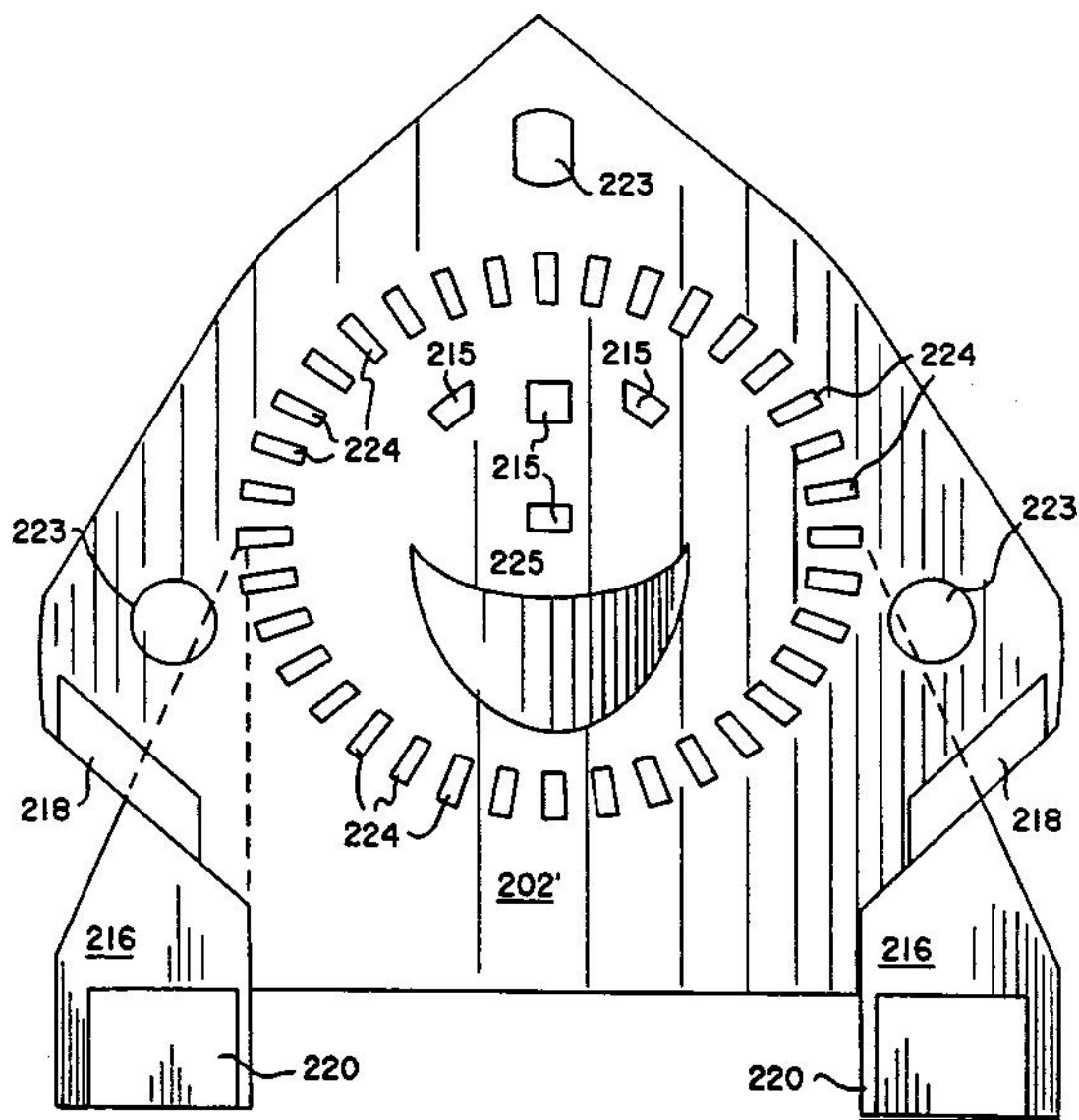
图 26

图 27



禁止转载

图 28



禁止转
载

QQ475725346
ONE OR ET

1
涡轮飞机

本发明涉及一种从地面提升车辆并帮助它们在空中行驶的提升装置。升力 5 是通过以足够的角速度绕一个圆旋转多个具有翼型截面的叶片来产生的，以产生能够提升包含它的车辆的所需升力。

0. 发明背景

通过空气实现平移运动的能量转换在现有技术中是众所周知的航空已经从本世纪初的简单飞行器发展到超音速飞行^和超越地球界限的火箭飞行。然而，随着航空交通量的增加，事故和未遂事故的数量也在增加。当今飞机的结构使它们容易受到雷暴和风剪的影响。此外²⁰ 由于不适当的装载安排或飞行姿态，重心发生偏移时，它们的动态稳定性和平衡性受到严重损害。最近航站楼控制区面积的^{增加减少}了 2 架通用^{飞机}的飞行自由，并增加了实现充分交通分隔所需的劳动力。

本发明提供了一种新颖的飞行方法，其中翼型叶片的反向旋转以串联或并排或甚至多级的方式布置，并且围绕碟形飞行器的外边缘移动，以将其提升到地面以上，并且实际上能够获得高的爬升或下降角度。

这一特点将使当今基本平坦的起飞和着陆模式变得过时，而这些模式又需要非常大的终端控制区和跑道。此外，它将允许减小当今机场的规模，同时相应地减少空中碰撞的危险，减小终端控制区的规模，并增加机场的处理能力。

此外，本发明的结构紧凑的构造将允许其抵抗更重的风载荷，减少当受到雷暴冲击时在半空中结构坍塌和解体的危险。

发明概述

本发明在效果上类似于目前的 50 天直升机，因为它具有绕轴线转动的转子(涡轮叶片)，产生所需的升力以提供空中条件。然而，直升机旋翼是一个长悬臂叶片，连接在轴上，并受到固有缺陷的影响，如：

1. 由于应力反向的连续重复循环造成的金属结构疲劳，
2. 当转子接近旋转轴 60 时，转子的提升功率效率低
3. 由于其高风力负载，其服务上限和巡航速度受到严重限制，以及
4. 之间的连续可变偏心距

提升中心和车辆重心。

本发明几乎完全消除了前三个缺点，并在很大程度上减少了第四个缺点。

此外，本发明的机械设计允许其从总提升力逐渐转换到总推力，反之亦然。这种情况将允许它爬升到指定的飞行高度，当它到达该高度时，它逐渐从爬升转换到推力，直到达到所需的巡航速度。

在本发明的进一步发展中，提供了一种具有机身的飞机，该机身在飞行方向上具有作为飞机机翼轮廓的轮廓。在其主体内具有两个同心的反向旋转涡轮叶片组件，用于产生垂直向下的气流。通过上述组件，提供了动力产生装置和联接装置，用于将动力从动力产生装置联接到涡轮叶片组件，以使它们保持旋转运动。该飞机还包括连接到发电装置的推进装置，用于对飞机产生水平推力，以及包括位于涡轮叶片组件下方和/或后方的多个燃烧室的反向推进装置，用于推进向下的气流。

根据本发明的另一个特征，提供了设置在涡轮叶片组件下方的压缩空气增压室，该增压室与前述燃烧室、发电装置的进气口、下部排气叶片和后部排气开口流体连通，用于供应氧气以维持燃烧室中的燃烧，用于维持发电装置中的燃烧，并用于通过下部排气叶片提供垂直提升力，以及用于通过后部排气开口提供水平推力。

根据本发明的飞机还包括设置在涡轮叶片组件上方用于吸入空气的上叶片，并且还包括相应的上和下叶片后开口控制装置。

本发明的目的是提供一种改进的能量转换系统。

本发明的另一个目的是提供一种系统，该系统能够以这样的方式安装在车辆内，使得它能够围绕三个轴中的任何一个枢转，并且在这样做时，以与飞行器、旋翼飞行器或它们的任意组合在现有技术中能够实现的方式非常相似的方式向前、向后、向上、向下和/或侧向移动车辆，并且进一步改进任何这种运动，并且如果必要的话，利用电子设备的空气来实现对这种运载工具在大气中的姿态的完全控制，以在地球上的地理点之间运载乘客和/或货物。

本发明的其他目的将从下面的描述和所附权利要求中显现出来，参考了形成本说明书一部分的附图，其中在几个视图中，相同的附图标记表示相应的部分。

附图简述

图图 1 示出了处于涡轮喷气推进配置的本发明的平面图；

图图 2 示出了侧视图；

图图 3 显示了水平横截面；

图图 4 显示了纵向横截面；

图图 5 示出了前视图；

图图 6 示出了仰视图；

5, 149, 0.12

无花果。图 7 示出了本发明的活塞-螺旋桨推进结构；

图 8 示出了根据图 1 的配置的侧视图 7；

图 9 示出了根据图 1 的结构水平横截面 7；

图 10 示出了根据图 1 的结构纵向横截面 7；

图 11 示出了根据图 1 的配置的前视图 7；

图 12 示出了涡轮螺旋桨/涡轮喷气发动机推进结构的纵向截面，其比例比图 11 大 4；

图 13 显示了比图 11 更大比例的涡轮风扇/涡轮喷气发动机推进配置 4；

图 14 示出了涡轮叶片系统的局部横截面；

图 15 示出了涡轮叶片系统的另一个局部横截面；

图 16 显示了动力向涡轮叶片系统的机械传输的细节；

图 17 示出了排气歧管的平面图；

图 18 示出了根据图 1 的排气歧管的横截面 17；

图 19 显示了能量转移排气喷嘴和叶片的横截面；

图 20 示出了涡轮叶片能量传递排气喷嘴和叶片的正视图；

图 21 以比图 21 更大的比例显示了活塞-螺旋桨推进结构的纵向截面 10；

图 22 示出了串联配置中的反向旋转涡轮叶片压缩机的细节。

图 23a 是涡轮叶片组件的示意性局部截面正视图，示出了支撑旋转涡轮叶片的滚珠轴承的细节；

图 23b 是带有中间静止叶片的反向旋转涡轮叶片的示意性局部详图；

图 24 是具有多个面向后的排气喷嘴的飞机版本的俯视图；

图 25 是根据图 1 的本发明的正剖视图 24 从前面看；

图 26 是本发明的俯视图，示出了飞机上表面的各种特征，包括横向定向的进气叶片。

图 27 是根据图 1 的本发明的正视图 26。

图 28 是从底部向上看的本发明的平面图，示出了底部表面细节和径向定向的下部排气叶片；和

图 29 是根据图 1 的本发明的后视图 28，显示面向后的排气喷嘴。

优选实施例的描述

本发明基本上是飞机和直升机的组合。

翅膀

作为一架飞机，本发明包含了它飞行的必要和充分的要素。

无花果。图 2 和图 4 显示了该飞行器的外形具有类似 2. 叶片的高展弦比加上其受限的末端条件将使其成为一种非常有效的提升装置。位于体现本发明框架的圆的外边缘处或附近，每组叶片产生升力，同时避免直升机的旋翼固有的空气动力学低效

它接近它的旋转中心。

3. 给定其概念构型，本发明的总涡轮叶片面积可以容易地使类似重量的直升机的总旋翼面积增加一倍。¹⁰ 当增加较高的空气动力效率时，由此产生的较低机翼载荷将使一个强大的升降台能够以较高的角度和爬升率爬升，速度更快，并保持比同类直升机更高的服务上限。

4. 由本发明的涡轮叶片组件的突出的前表面和暴露的表面产生的总阻力小于由组合的旋翼组件加上 2q 比较直升机的机身表面产生的阻力。因此，在施加相同的功率的情况下，由本发明的涡轮叶片组件获得的线速度将大于由每个组件产生相同总阻力的直升机旋

于飞机机翼的空气动力学形状，因此能够产生升力。它实际上是一个飞翼。为了提高效率，在机翼的外围翼展端部增加了横向布置的小翼 16。

图 5 所示 1 至 6 是飞机飞行所需的基本元件的平衡，即副翼(3)、方向舵组件(5)和尾翼[升降舵](4)。客舱(1)位于车辆中心，驾驶员和副驾驶座位(17)位于前方，乘客 10 座位(14)分布在空间内的其他位置。在乘客区的后部是发动机舱(13)，在其行李空间(19)的每一侧都有起落架空间(22)。燃油箱位于外圆周(2)周围。燃气轮机的排气罩(6)位于机舱后部，包围发动机排气喷嘴(18)。进气口(23)如图所示 6 连同下部叶片(24)和反向增压喷嘴(21)。

该车辆的圆形配置会产生

20 相对于重量相似的飞机，机翼面积很大，而机翼载荷却很小。这意味着这种飞行器比类似的飞机能更好地漂浮在空中。飞机能达到的高度与其机翼载荷成反比。因此，如果有足够的发电能力辅助，根据本发明的飞机可以获得比类似飞机更高的飞行高度。

人们认识到，由于其配置，总这艘船产生的阻力(正面面积加上暴露表面的函数)可能比同等重量的飞机高。当在相同高度飞行时，这种情况会降低其相对于可比飞机的巡航速度。然而，

35 由于在总阻力面积比不变的情况下，空气密度以对数速率随高度而减小，所以只要稍微提高工作高度就足以使两个阻力相等。因此，在达到足够高的飞行高度时，该飞行器产生的总阻力 40 将小于同类飞机。到那时，它的巡航速度会更快。

涡轮叶片系统

作为一架直升机，本发明还包含了它爬升、悬停和飞行所需的所有要素。

图 3 显示了本发明的水平横截面。多个涡轮叶片(15)布置在两个圆内。内圆刀片组沿一个方向旋转 50°，而外圆刀片组沿相反方向旋转。这种安排在这里被称为并排。在串联布置中，只有一个圆圈，两组叶片将在该圆圈内旋转。一组旋转 55 度，另一组旋转 55 度，两者垂直分离。任一布置都可以构建多个集合。如同在蒸汽轮机中一样，可以在叶片级之间引入多个固定叶片，以便将空气流从一个叶片级重定向到下一个叶片级。60. 与直升机相比，这些系统的优点概述如下：

1. 与直升机旋翼的悬臂梁概念相比，每个叶片的每一端都像简单的支撑梁一样被支撑。在这种情况下，不存在高应力 65，也不存在应力反转，只存在正常的工作应力-应变循环。给定一个保守的截面模数跨度比，叶片的使用寿命可以无限延长。

翼的线速度。因此，由于升力是叶片线速度的直接函数，涡轮叶片组件的总升力也将高于同类直升机。

5. 涡轮叶片系统 30 的反向旋转效应与其围绕圆形机身外部的位相结合，趋向于抵消可变升力模式的振动效应。这种中和效果比得上 35 直升机的单旋翼系统产生的振动。

喷气发动机和涡轮叶片系统之间的动力传递可以通过将风扇喷气发动机的轴旋转能量通过机械装置传递到涡轮叶片，或者通过将喷气发动机的热空气射流通过排气歧管转移到涡轮叶片组件来实现。

提升叶片和偏航控制系统

为了将本发明从 45° 爬升姿态转换到平移状态，需要操作上下叶片系统。这些系统显示在图 1、2 和 5 (7) 以及图 1 和 26 (24)。

为了使旋转涡轮叶片系统像直升机一样工作，空气必须自由地通过它们。因此，包括涡轮叶片系统所在区域的机翼上表面和下表面向空气开放。另一方面，为了这种 55 型飞行器像飞机一样工作，空气必须不间断地沿着机翼的上下表面流动。

上下叶片系统是一系列可绕纵轴旋转的薄而平的金属件，安装在车辆上下表面涡轮叶片系统的上方和下方。

QQ475725346
一个或一个以上

图图 1 示出了彼此平行布置并垂直于飞行路线的提升叶片 7。图图 6 示出了它们(24)彼此平行布置并且平行于 65° 飞行线。径向排列 7, 其中每个叶片(53)将具有径向构造。

主要在车辆处于悬停姿态时使用的偏航控制系统可能由以下两个系统之一组成:

螺旋桨驱动

该系统包括一个或两个安装在方向舵组件中的螺旋桨 58, 如图 1 所示 2. 必须从发动机转移足够的动力, 或者通过独立的来源产生足够的动力, 以启动螺旋桨并平衡反向旋转涡轮叶片系统产生的偏航扭矩。

喷气式飞机驱动

该系统由排气喷嘴 20 组成, 该喷嘴与车辆纵轴成一定角度, 并位于水平稳定器的外表面, 如图所示 2. 动力必须从发动机转移, 以足够的力启动任一发动机, 以平衡反向旋转涡轮叶片系统产生的偏航扭矩。

复古助推系统

除了涡轮叶片系统之外, 本发明还可以安装一个增加其爬坡能力的系统。可以称之为复古助推系统 21。参见图 6. 涡轮叶片系统实际上类似于多级涡轮。它将压缩从上方通过上部提升叶片 57 进入的空气。当它离开最后一级时, 一部分压缩空气将被导入燃烧室 169(图 12)在那里它将与燃料混合, 并被排放到下面空气中的热气体点燃。人们认识到, 喷气发动机的设计在现有技术中是

众所周知的, 因此, 这里没有试图将逆向增压系统的设计细节作为这些规范的一部分。然而, 其使用的概念以这里描述的方式并在图 2 中示出因为助推器 21 是本发明的一部分。多个这样的增压器 21 可以安装在压缩空气增压室壳体内, 并用于缩短爬升周期, 直到达到期望的巡航水平。

多向控制系统

迄今为止, 本发明的飞机已经显示出能够爬升、悬停、向前飞行、转向和下降。这种机动能力意味着它可以根据指令飞行员的判断进行滚转、俯仰和偏航。然而, 为了实现完全的方向控制, 飞机还必须能够在悬停姿态时侧向和/或向后移动。通过将喷气发动机的一些动力转移到位于车辆周围的多个喷嘴中, 这与钳夹控制喷嘴的定位方式非常相似, 并且彼此之间适当地间隔开如图 2 和 6(25)所示, 通过一次发射两个或甚至三个喷嘴, 可以在水平面内的所有方向上获得完全的运动控制。

压缩空气增压室

压缩空气增压室向涡轮风扇和/或涡轮喷气发动机系统提供额外的预压缩空气(以及随之而来的氧气), 以便它们提供足够的动力在比现有技术飞机所能达到的高度更高的高度飞行。原因是, 如果在喷气发动机系统的最大工作极限点向其提供额外的氧气, 那么该系统的功率将会增加。

禁止转载

这种情况将转化为飞机服务上限和巡航速度的增加。

无花果。图 12 至 20 更详细地说明了所有主要系统。图 12 代表由涡轮螺旋桨发动机系统提供动力的涡轮飞机，其中动力通过机械方式传递到涡轮叶片系统。图 13 表示由涡轮喷气发动机系统提供动力的涡轮飞行器，其中动力通过排气歧管系统 201 传递到涡轮叶片系统。其它推进装置，如低和/或高旁通比涡轮风扇发动机系统，可以用来推进本发明，但是为了简洁起见，这里没有示出。主要关注的不是推进系统本身，而是本发明涉及的所有系统。

参考图 2 如图 12 所示，外部空气通过上部叶片 101 进入系统，进入进气室 102，然后进入多级压缩机(涡轮叶片系统)103，在那里被压缩。在这一点上，有必要澄清以下几点：

- 1) 图 12 示出了并排的轴向多级压缩机(涡轮叶片系统)，其中内部压缩机沿与外部压缩机相反的一个方向旋转，
- 2) 虽然有可能将其添加到系统中，但本演示中没有显示定子级。

定子可以将空气的动能转化为额外的压力，从而提高压缩机(涡轮叶片系统)的效率。与后一种解决方案类似的解决方案适用于串联式多级压缩机(见活塞-螺旋桨推进配置)，其中两个旋转系统中的一个固定连接到结构框架上，因此，在另一个旋转时保持静止。

离开多级压缩机的压缩空气进入压缩空气增压室 104 根据飞行姿态，压缩空气可用于以下禁止转载目的：

- 1) 在闸阀 109 关闭的情况下，通过打开的下部叶片系统排出高压空气，将船只从地面上提起并帮助其爬过空气。
- 2) 在关闭下部叶片系统(105)、关闭闸阀 109 和启动反向增压系统的同时，支撑位于容器(反向增压系统)下方的燃烧室和喷嘴(106)，以获得更快的爬升率，
- 3) 为了将额外的氧气输送到推进系统的进气室，无论是涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇发动机还是涡轮喷气发动机，同时上部叶片系统的一部分打开，下部叶片系统关闭，通过排气导管 109，闸阀 108 打开，以获得更高的高度和巡航速度。

无花果。图 14 和 15 示出了涡轮叶片系统的详细布置，其中可旋转壳体 121 和 128 通过滚柱轴承 116 和 119 连接到固定壳体 120。叶片 114 通过安装在每个叶片端部的滚珠轴承 115 上的短轴 117 连接到可旋转壳体 128 上。在这一点上，必须澄清两个可选条件。具体如下：

- 1) 除了所有的外表面，如副翼和尾翼组件之外，滚转和俯仰控制应独立进行，
- 2) 只有通过副翼和尾翼的作用才能获得滚转和俯仰控制。

如果要达到条件 1，那么涡轮叶片系统的提升能力必须围绕船舶的圆周变化。这是通过改变涡轮叶片系统周围叶片的攻角来实现的。由驾驶员控制的操纵杆(未示出)向位于壳体 128 周边不同位置的液压缸 11 提供动力，以少量降低或升高活塞杆和活塞 110。杆 110 固定在导向件 127 上，导向件 127 设计成能够进行这种小的垂直运动。导向件 127 包含轴承组件 113，连杆 112 连接到该轴承组件 113。每个叶片通过连接销 118 连接到杆 112。通过提升杆 112，该站的叶片组将增加其攻角，从而增加其提升力，而与该站径向相对的叶片组将减少其攻角，从而减少其提升力。这个动作的结果将是围绕垂直于包含两个站的垂直平面的轴的滚动效果。该系统可以连接到自动驾驶系统，以便即使在悬停状态下也能始终保持水平飞行。

如果要达到条件 2，那么涡轮叶片系统将直接连接并固定到内壳体 128 上。由于旋转压缩机叶片的陀螺效应，飞行器的许多调平特性将被固有地保持，但是俯仰和滚转控制将不得不依赖于其他来源。

图 16 更详细地示出了动力从发动机舱通过轴 126 到离合器和变速箱 124 的机械传递。该箱体具有两个与固定在内壳 128 上的连续齿轮 122 相连的终端齿轮 123，每个齿轮 123 反向旋转，并产生并排涡轮叶片系统的反向旋转运动。

图 13 示出了由涡轮喷气发动机系统提供动力的涡轮飞行器，其中动力通过排气歧管系统传递到涡轮叶片系统。在涡轮喷气发动机系统启动后，指挥飞行员将启动位于喷气发动机尾管部分的闸阀 140。根据飞行员的判断，一部分热气体被转移到图 1 所示的排气总管 130 中 18，然后进入排气歧管 131。从那里，热气通过图 1 和 2 所示的垂直出口 132 围绕歧管的圆周分布 17，18，19 和 20。热气体从那里被转移到喷嘴 133 中，以两个相反的方向排出，并将其所有动能传递到叶片 136，叶片 136 通过角撑板 137 固定到包含涡轮叶片系统的可旋转壳体 128。图 1 和 2 所示的隔膜 134、支柱 135 和外壳 138 19 和 20 是结构框架的一部分。

涡轮增压机的设计和运行可以归纳为以下十种基本的推进-传动-压缩模式：

- 1) 涡轮风扇-涡轮喷气发动机推进/热气排气歧管传输模式，带有反向增压系统和并排压缩模式；
- 2) 涡轮螺旋桨推进/热气排气歧管传输模式，带有逆向增压系统和并排压缩模式；
- 3) 涡轮螺旋桨推进/机械传动装置，具有反向助推和并排压缩方式；

禁止转载

- 4) 模式 1, 但用串联式压缩代替并排模式; 增加和降低前进速度, 直到达到预定的参数。此时, 飞行员将向指定的着陆区施加动力和/或操纵船只, 并以与直升机基本相同的方式着陆。附加推力可以通过适当安装在飞机结构上的火箭装置来提供。这种火箭可以有利的由液体燃料或固体燃料提供动力, 并用于提供进一步的爬升动力以达
- 5) 模式 2, 但用串联式压缩代替并排模式;
- 6) 模式 3, 但用串联式压缩代替并排模式;
- 7) 往复推进/机械传动, 具有反向推进和并排压缩模式; 到 10 个更高的高度。
- 8) 往复推进/机械传动, 具有反向增压和串联式压缩模式; 另一个涡轮飞行器版本
- 9) 往复推进/机械传动, 无反向增压, 但采用串联式压缩模式; 活塞-螺旋桨推进构型
- 10) 模式 1、2、3 和 7, 但定子叶片处于并排压缩模式; 迄今为止所描述的本发明由禁止转载喷气发动机提供能量并推动。然而, 使用禁止转载往复式发动机来激励和驱动连接到禁止转载推进器的涡轮叶片系统, 以代替喷气发动机系统, 构成了本发明的另一种形式。
- 往复推进结构在下文中被解释为活塞推进结构。
- 涡轮增压器在模式 1、2、4、5 和 10 下的运行可总结如下: 当指挥的飞行员准备开始起飞时, 他启动阀门无花果。图 7 至图 11 示出了机舱(51)、挡风玻璃和窗 140a(图 13)。将排出的热气体与压缩机(涡轮叶片系统)户(52)、入口门(71)、上下叶片(53)、螺旋桨保护罩(54)、尾直排出的热气烧焦, 需要使用压路机。这样, 上部 and 下部(55)、25 个副翼(56)、小翼(57)、偏航控制螺旋桨(58)、方部叶片系统打开, 允许尽可能多的空气流过压缩机。随向舵(59)、垂直稳定器(60)、螺旋桨(61)、俯仰控制表面(尾着发动机系统以全功率喷射并且阀门 140a 设置成将大部)(62)、机舱内部(63)、乘客座椅(64)、涡轮叶片系统(65)、部分功率传递给压缩机, 压缩机叶片获得足够的速度, 起落架(66)、往复式发动机舱(67)、螺旋桨轴从而产生足够的压缩空气并通过下部叶片排出, 并且与还有, 无花果。图 21 和 22 更详细地显示了这些系统来自排气歧管的热气体一起实现变速器提升。在到达一中的一些。图图 21 以虚线(101)显示了处于打开位置的上部个谨慎的高度后, 指挥的飞行员启动反向增压系统, 同叶片系统。闭合状态由机翼轮廓后面的实线表示。空气通过时关闭下部叶片系统和上部叶片的一部分, 并设置阀门上部叶片系统进入进气室(102)。它穿过图 1 所示的反转压 140a, 以传递更高的推力来增加船只的前进速度, 直到缩机(涡轮叶片系统)(141, 143)22. 这些叶片在形状上与图 1 达到适当的爬升率。在这些条件下, 将达到一个高度, 中 117 所示的叶片相似并且由一端安装在滚柱轴承 145 上的在该高度空气密度将不允许发动机系统产生足够的动轴 144 和另一端的半固定轴承 146 支撑。涡轮叶片系统 143 力来继续爬升。在这一点上, 飞行员在命令关闭逆向增压附接到可旋转壳体 142, 涡轮叶片系统 141 附接到可旋转壳压系统和启动阀门 109 转移足够的压缩空气进入喷气发体 152。这两个壳体通过滚珠轴承 147 安装在内部和外部固定机的进气室, 这样做增加了发动机的功率, 直到获得定壳体 140 上。这些滚珠轴承被设计成具有一定程度的弹更高的高度和巡航速度。在这一点上, 船舶将飞行, 其性, 以适应 com- 50 增压叶片(涡轮叶片系统)旋转产生的离中上部叶片的一部分完全打开, 下部叶片系统关闭, 反心力和热量。连续圆周齿轮 151 连接到壳体 142 的外表面, 向增压系统关闭, 阀门 140a 部分打开, 具有低功率设并通过连接到传动齿轮 163 的齿轮 150 启动。类似地, 齿轮置以供给和维持压缩机通过阀门 109 向发动机输送足够 153 连接到壳体 152 上, 并通过齿轮 154 以轮廓 55 旋转运的压缩空气, 以及用于推进功率的高功率设置。在着陆启动。传动齿轮和离合器组件 163 通过轴 165 将发动机的姿态下, 程序如下: 当车辆接近其目的地时, 功率降低, 主动力传递到传动齿轮和离合器组件 164, 并通过齿轮 150 涡轮叶片(压缩机)停用, 上下叶片完全关闭, 阀门 140a 传递到可旋转壳体 147, 类似地, 传动齿轮和离合器组件 164 关闭至旁路, 并打开至推进功率, 阀门 109 关闭, 使得通过轴 155 将旋转 60 度的动力传递到偏航控制螺旋桨 160, 外部空气不能被转移至压缩空气增压室, 并且容器螺距并通过轴 156 传递到螺旋桨 157 以推动动力, 并通过齿轮增加, 直到达到适当的滑行速度。当达到模式高度时, 154 传递到齿轮 153 和壳体 152。
- 上部和下部叶片打开, 功率增加并通过阀 140a 转移, 当空气被压缩并离开涡轮叶片系统 141 和 143 时, 它进入压以启动压缩机, 阀 109 继续关闭, 反向增压系统关闭并缩空气增压室 104。类似于涡轮风扇或涡轮喷气推进配置的关闭。提升力在情况, 该增压室通过连接至活塞发动机的涡轮增压器

排气导管 149 并可能通向逆向增压系统(图中未示出 21 为清楚移动的转子叶片 230', 接着是定子、叶片 229"、沿方起见)。这个增压室有三个功能, 每个功能都取决于涡轮飞机向 D 移动的转子叶片 230 以及沿方向 E 移动的定子叶片的飞行姿态。如前所述, 在起飞姿态下, 涡轮增压器将在推力 229' 和转子叶片 230

螺旋桨的小功率设置和转移到压缩机的高发动机功率(涡轮叶 无花果。图 24 和 25 分别示出了本发明的自上而下的片系统)以及两个叶片系统完全打开的情况下启动起飞滚转。剖视图和正视图, 其中主要内部部件用虚线表示。机舱压缩空气将通过下部叶片系统(105)流入下方的开放空气中, 内部 201 容纳飞行员座椅 203、204, 在它们前面有仪表其压力足以将涡轮飞行器从地面提升。一旦涡轮飞行器到达一板 212, 在它们前面和后面有机舱地板窗户。

个谨慎的高度, 回复增压系统(可选)将被启动, 低叶片系统将 乘客座椅 205 位于涡轮叶片组件 229、230 内部, 例如完全关闭。在这一点上, 动力将从复古 15 助推系统转移到推以半圆形座椅的形式。储藏室和冰箱空间 208 位于引导力螺旋桨, 由指令飞行员决定, 直到达到期望的爬升率。为了座椅 204、203 的后面。

达到比现有涡轮增压活塞-螺旋桨飞机更高的使用上限, 本发 发动机 238 位于机舱区域的后部。发动机可以是往复明提供了以下创新。随着涡轮增压器的爬升, 活塞式发动机需式发动机、涡轮喷气发动机或涡轮轴发动机。传动齿轮要额外的氧气来燃烧合适的空燃比并保持所需的功率。这是通 237 通过合适的装置如齿轮或静液压传动装置连接到涡轮将来自压缩空气增压室 25 的预压缩空气通过排气导管 149 转子叶片组件 229、230, 以在飞行期间保持它们的旋和阀 148 连接到连接到活塞式发动机的涡轮增压器上来实现转。在发动机是往复式发动机的情况下, 它们可以配备的。通过接收预压缩空气, 涡轮增压器将能够向活塞式发动机涡轮增压器 244, 以在需要爬山或在高海拔飞行时增加喷射器输送足够的氧气, 以在更高的高度保持动力。需要额外发动机功率。

的操作来补充该系统的正常功能。因为涡轮增压机翼载荷很 洗手间 206 位于飞行员座位的正后方, 封闭在折叠门低, 机翼较大的上部可以向空气开放, 而不会破坏机翼的飞行 207 中。机舱 窗户 2^位于机舱 201 的后部。行李空间 210 能力。因此, 上部叶片的 35° 部分必须向空气开放, 以便压设置在乘客座椅 205 的后面。

缩机(涡轮叶片系统)能够处理足够的空气, 从而压缩所需的空 防火墙 211 将机舱 201 与发动机室 235、涡轮叶片组气量。下部叶片系统将关闭, 反向增压系统停用。 40 件(压缩机)228 和压缩空气增压室 231 隔开。

图 1-3 所示的涡轮叶片系统 7 至 11、21 和 22 是串联型。 多个水平排气瓣阀 232 操作来控制来自空气增压室的种构型的操作(爬升、悬停、飞行和着陆)类似于涡轮风扇和涡轮后向下的空气流, 以提供飞机的向前推进。

轮喷气发动机推进模式。 45 一对稳定器 216 提供飞机的水平稳定性, 并且每个稳定器 216 都具有连接到稳定器 216 后缘的常规方向舵 220。

一种改进的涡轮增压器

图 23 <显示了反向旋转涡轮叶片组件的细节, 其中空气流, 如箭头所示向下流动 23a-29 都增加了 200, 以将它们与前面的附图和公开中所示的元件区分开来。

在图 23a 交替的定子级 229 和旋转的转子级 230 被显示为沿箭头 A 的方向垂直向下 35° 抽吸空气穿过旋转叶片组件。类似飞机机翼的轮廓。飞机机身的后缘具有可枢转的副翼 218, 副翼 218 从飞行员座位以传统方式控制, 以便在转弯期间倾斜飞机或保持适当的姿态。直立的小翼 219 设置在飞机侧面的相应端点处, 以提供改进的机翼效率。可控的方向控制喷嘴 221 设置在沿着飞行器主体周边的各个点上, 用于在飞行期间以及悬停期间的所有姿态和所有时间控制飞行器的偏航、俯仰和滚转。方向控制喷嘴 221 与设置在旋转涡轮叶片组件下方的压缩空气增压室 231 流体连通。空气增压室 231 接收向下的压缩空气流。压缩空气从这里被分配以执行与飞机运行相关的各种功能, 如下所述。

23, 接着是

部分压缩空气可以通过下部排气叶片 224 释放, 如图 2 所示 28, 它们从飞行员座位以这样的方式被控制

飞机以各种模式被控制。例如, 打开空气叶片 224 以向下引导流出的空气流向飞机施加升力。通过允许空气流直接向下流动, 产生升力。

通过将部分气流从增压室引导到定向控制喷嘴 221 中选定的一个, 定向控制喷嘴 221 固定地安装在不同的方向上, 或者可以通过指挥中的飞行员可获得的控制而被导向不同的方向, 飞机可以绕三个轴中的任何一个旋转, 为此目的提供定向控制阀 234。为了清楚起见, 现在显示矢量排列的细节。

可伸缩起落架包括前²⁵ 223 和两个主轮 222, 用于在地面操纵飞机。

发动机进气口 225 设置在飞机的底部, 用于向发动机 236 供应空气。

在飞机后侧的多个面向后的²⁵ 排气喷嘴 226、20 在水平排气瓣阀 232 的控制下, 通过增压室 231 供应的空气为飞机提供向前的推力

燃料²⁵ cch 233, 最好²⁵ 见图 24 和 25 位于飞机机身的低剖面部分。为了在发动机 236 中燃烧燃料, 压缩空气在进入发动机 236 之前从空气增压室 231 经由压缩空气管线 243 被带到空气冷却器 245。

在飞机的操作中, 增压室 231 中的压缩空气或者被向下引导以提供升力, 或者被向后引导以提供向前的推力, 或者空气可以在向下和向后的方向之间被分开以提供升力和向前的运动。来自增压室的一定量的压缩空气被引导到发动机的进气口, 为发动机中的燃烧提供空气。在正常水平飞行期间, 压缩空气通过面向后的喷嘴 226 排出。这些面向后的喷嘴可以是可调节的, 使得全部或部分向前的推力可以从这些喷嘴获得, 可选地通过由发动机 236 驱动的禁止转载螺旋桨来增加。

在使用涡轮风扇发动机为空气-45 飞行器提供动力的情况下, 来自增压室的一部分压缩空气被用于给发动机中的燃烧提供燃料, 并且一部分空气可以被用于绕过发动机, 如从传统的涡轮风扇发动机已知的那样, 尽管在目前的情况下旁路空气被预压缩。如果使用 50 涡轮发动机, 由于冲压效应, 它们的前向进气口提供额外的空气压力。

本发明已经在这里以被认为是最实用和优选的实施例进行了展示和描述。然而, 应当认识到, 在本发明的范围内可以进行偏离, 并且本领域技术人员将会想到明显的修改

总之, 本发明基于利用由发电装置输送的能量来改进现有技术中使用的能量的过程, 由此:

1. 空气通过飞机机身上的可控开口进入系统, 并被输送到 65 a 压缩机。
2. 该压缩机可构造成为具有以下任何特征:

2a. 类型: 轴向、径向、离心、环形、往复或迄今已知的任何其他类型;

2b. 位置: 垂直、水平、倾斜或任何能实现飞机结构设计所需功能的位置;

2c. 位置: 附着在飞机外部或机身内部;

2d. 号码: 提供所需气压所需的任何数字;

2e. 配置: 旋转、反向旋转、带或不带定子、带有翼型设计叶片或任何其他所需形状, 包括一级或多级。

压缩空气从压缩机输送到增压室。

3. 根据控制设置, 该增压室可根据需要输送压缩空气至:

3a. 飞机的底部和下面的空中, 以实现所需的推力, 从而获得升力、下降或悬停姿态;

3b. 飞机的后部和后面的空中, 以实现向前运动;

3c. 发电装置, 以维持帮助维持所需的空气-燃料混合物;

3d. 燃烧室向下或向后, 以增加飞机的升力和/或向前运动;

3e. 方向控制系统, 以保持适当的方向控制或实现飞机的各种机动;

3f. 可能需要压缩空气的任何附加系统, 通过具有所需设计形状的可控开口。

此外, 空气可以从发电装置的排气中转移, 以帮助飞机的方向控制、升降控制和推力控制。

此外, 发电装置可以是现有技术中已知的任何类型, 例如往复式、涡轮轴式、涡轮喷气式、风扇喷气式、火箭式、电磁式或核能式等, 并且可以定位在附接到飞行器主体上或飞行器主体内的任何位置, 并且以执行所需功能所需的任何方式定向。

本发明已经在被认为是最实用和优选的实施例中被示出和描述。然而, 应当认识到, 在本发明的范围内可以进行偏离, 并且本领域技术人员将会想到明显的修改我声称:

1. 一种飞机, 包括: 基本上圆形的主体, 其在飞行方向上具有作为飞机机翼轮廓的轮廓; 至少两个同心的反向旋转涡轮叶片组件, 其设置在所述主体内, 用于实现通过所述组件的垂直提升气流; 具有进气部分的发电装置; 用于将所述发电装置连接到所述涡轮叶片组件的装置, 用于将它们保持在旋转运动中; 连接到所述发电装置的推进装置, 用于向所述飞机施加水平推力, 反向增压装置包括多个燃烧室, 设置在所述涡轮叶片组件附近, 用于增压所述垂直提升气流, 压缩空气增压室, 与所述燃烧室和所述发电装置的进气部分流体连通, 用于提供氧气以维持所述燃烧室中的燃烧和维持动力

在所述发电装置中, 设置在所述涡轮叶片组件上方用于吸入空气的上叶片, 设置在所述压缩空气增压室下方用于排出空气的下叶片, 以及相应的上和下叶片控制装置。

2. 根据权利要求1所述的飞行器, 包括用于将燃料喷射到所述燃烧室中的装置, 以及用于在所述燃烧室中点燃压缩燃料-空气混合物的装置。

3. 根据权利要求1所述的飞行器, 其特征在于, 所述用于连接所述发电装置的装置包括齿轮组件, 所述齿轮组件具有分别将所述发电装置接合到所述涡轮叶片组件的驱动输入和驱动输出。

4. 根据权利要求1所述的飞机, 包括在所述发电装置中的至少一个喷气发动机系统, 其中用于连接所述发电装置的所述装置包括设置在所述喷气发动机系统的尾管部分中的闸阀, 用于转移一部分喷气发动机废气, 与所述闸阀流体连通的圆形排气歧管, 以及沿着所述圆形排气歧管设置的多个喷嘴, 用于将所述部分喷气发动机废气朝向设置在所述涡轮叶片组件上的叶片喷射。

5. 根据权利要求1所述的飞机, 包括在所述水平推进装置中的螺旋桨, 其中所述动力操作装置包括连接到所述螺旋桨的动力轴。

6. 根据权利要求4所述的飞机, 其中所述水平推力装置包括与所述喷气发动机系统流体连通的排气歧管, 用于在所述飞机中实现水平推力。

7. 根据权利要求1所述的飞机, 包括在所述涡轮叶片组件上沿圆周方向设置在所述涡轮叶片组件上的多个径向延伸的转子叶片, 以及用于围绕径向延伸的轴线旋转所述转子叶片以控制所述垂直提升气流的旋转装置。

8. 根据权利要求7所述的飞行器, 包括转子叶片控制装置, 其中所述涡轮叶片组件被分成由穿过所述垂直轴线的平面限定的扇区, 以及连接到所述转子叶片控制装置的转向装置, 用于独立地控制每个所述扇区中的所述旋转装置, 以控制所述飞行器的俯仰和滚转。

9. 根据权利要求1所述的飞机, 其特征在于, 所述至少两个反向旋转涡轮叶片组件彼此垂直分开堆叠。

10. 根据权利要求1所述的飞行器, 其中所述至少两个反向旋转涡轮叶片组件同心地设置在垂直于圆形主体的垂直轴线的至少一个公共平面内。

11. 根据权利要求10所述的飞机, 包括至少两个固定到飞机结构的定子叶片组件, 设置在所述反向旋转叶片组件下方, 用于重定向气流。

12. 根据权利要求11所述的飞行器, 其中每个所述涡轮叶片组件的旋转叶片在每一端被支撑。

13. 根据权利要求1所述的飞行器, 包括从所述大致圆形的主体径向延伸的机翼、枢转地连接到所述延伸部的副翼、以及从所述机翼的端部以一定角度垂直延伸的小翼。

14. 根据权利要求1所述的飞机, 包括设置在所述副翼后部的水平稳定表面

降装置、以及连接在所述基本为圆形的主体后部的方向舵装置。

15. 根据权利要求3的飞机, 包括偏航设置在垂直平面上的控制螺旋桨, 以及用于可变地将所述偏航控制螺旋桨连接到所述发电装置的连接装置。

16. 根据权利要求4所述的飞行器, 包括在所述运动控制装置中的排气喷嘴, 设置在所述圆形主体的外围, 以及控制所述排气喷嘴的装置。

17. 根据权利要求1所述的飞行器, 包括设置在所述飞行器后部以增加所述水平推力的火箭系统, 以及控制装置

表示火箭系统。

18. 根据权利要求1所述的飞机, 在所述发电装置中包括至少一个往复式发动机。

19. 一种具有机身的飞机, 该机身在飞行方向上具有 pro-20 文件作为飞机机翼的轮廓,

包括在所述主体内的至少两个反向旋转的涡轮叶片组件, 用于产生穿过所述组件的垂直提升气流; 发电装置; 耦合装置, 用于将所述发电装置耦合到所述涡轮叶片组件, 以使它们保持旋转运动; 连接到发电装置的推力装置, 用于向飞机施加水平推力; 设置在所述涡轮叶片组件 30 下游的压缩空气增压室, 其与所述发电装置

流体连通, 用于支持所述发电装置中的燃烧; 多个面向后的排气叶片, 其与所述压缩空气增压室流体连通, 用于向飞机施加向前的推力; 多个可调节的下部排气叶片, 其与所述压缩空气增压室流体连通, 用于选择性地向飞机施加升力和向前的推力; 多个上部叶片, 用于将空气吸入所述涡轮叶片组件; 以及控制装置, 用于控制所述

上部和下部叶片以及所述面向后的喷嘴。

20. 根据权利要求19所述的飞行器, 具有增压装置, 该增压装置包括至少一个燃烧室, 该燃烧室具有压缩空气入口

45 与所述压缩空气增压室流体连通, 用于在所述燃烧室中产生可燃燃料-空气混合物的燃料喷射装置, 用于点燃所述可燃燃料-空气混合物的点火装置, 以及用于排出燃烧后的燃料-空气混合物以产生增加的升力和/或水平推力的向下和/或向后的排气喷嘴。

21. 根据权利要求19所述的飞机, 包括设置在所述飞机机身外围的选定点处的多个方向控制喷嘴, 所述与所述压缩空气增压室流体连通的 55 个定向控制喷嘴, 以及在所述定向喷嘴中用于控制所述飞机空中姿态的控制阀。

22. 根据权利要求21所述的飞行器, 具有包括用于引导所述控制的装置的飞行员位置

喷嘴, 并包括将飞行员位置与所述控制喷嘴连接的喷嘴控制联动装置。

23. 一种飞机, 包括: 主体, 其在飞行方向上具有作为飞机机翼轮廓的轮廓; 一部分

65, 其具有多个进气口; 所述主体中的至少一个空气压缩机, 其具有与所述进气口流体连通的空气入口和出口; 具有进气口的压缩空气增压室

与空气压缩机的所述出口流体连通的端口；多个面向后的排气口，从所述机身面向后，与所述空气增压室流体连通，用于实现所述飞机的水平推力；与所述空气增压室流体连通的多个底部排气出口；驱动地连接到所述空气压缩机的发电装置，该空气压缩机具有与所述空气增压室流体连通的燃烧空气进气口；多个控制空气出口，设置在所述主体周边的选定点处，与所述空气增压室流体连通，用于控制所述飞机的空中姿态；以及用于控制所述进气口、所述面向后的排气口、所述燃烧空气进气装置、所述控制出口和所述底部排气出口处的气流的控制联动装置。

24. 一种控制飞行器的方法，该飞行器具有在飞行方向上具有像机翼一样的轮廓的机身、在机身中接收来自机身中的进气口的气流的压缩机、接收来自进气口的空气的压缩空气增压室、电源

耦合到压缩机的发电机，该方法包括以下步骤：

- 用发电机驱动压缩机；从进气口将空气吸入压缩机；
- 用压缩空气增压室中的压缩空气进行压缩；
- 通过面向后的排气口从空气增压室排出空气，以产生

- 对飞机的推力；
- 通过机身的底部开口从空气增压室排出空气，以产生对飞机的升力；
- 将空气从空气增压室排放到发电机，用于维持发电机中的燃烧；
- 通过控制空气出口排出空气，以控制飞机的空中姿态；以及用控制联动装置控制来自所述进气口的气流、流向所述发电装置、所述底部排气口、所述面向后的排气口和所述控制排气口的气流。



US005170963A

美国专利[]

小贝克。

[11]专利号:

5, 170, 963

[45]日期。专利: 1992 年 12 月 15 日

[54]垂直起落飞机

[75]发明人: 德克萨斯州圣安东尼奥市小奥古斯特·贝克。

[73]受让人: 八月 h. 贝克。基础

德克萨斯州圣安东尼奥公司。

[21] 应用。编号: 764, 806。

[22] 归档: 1991 年 9 月 24 日

[51] Int. Cl.5'.....B64C 29/02

[52] 美国 Cl. '.....244/12.2; 244/23° C;

244/73 摄氏度

[58] 搜索领域244/12.2, 236, '244/34 A, 73°C

[56] 引用参考文献

美国专利文件

- 1, 660, 257 2/1928 Crespo 244/73 C
- 2, 927, 746 '1960 Melen 244/12.2
- 2, 944, 762 7/1160 巷 244/12.2
- 2, 996, 266 '1961 ■ Rebasti 244/12.2
- 2, 997, 254 8/1961. Mulgrave 等人 244/12.2
- 3, 002, 709 10/1961. Cochran 244/12.2
- 3, 051, 417 8/1962 Frost et nl. . 244/23 摄氏度
- 3.124, 323 3964 ■■弗罗斯特' 244/12.2
- 3.276, 723 10H966 Miller 等人 244/12.2
- 3.312, 425 4/1967 列依等人..... 244/12.2
- 1/1974 Kerruish 244/12.2

4, 193, 568. 3/1980 Heuvel 244/23° C

4, 208, 025 6/1980 Jnfason . 244/23 C

外国专利文件

1456032 12/1968 美联储。德国共和国....244/23 C 2540659

3/1977 Fed. 德国代表 244/23 C

主考官——盖伦·赤脚

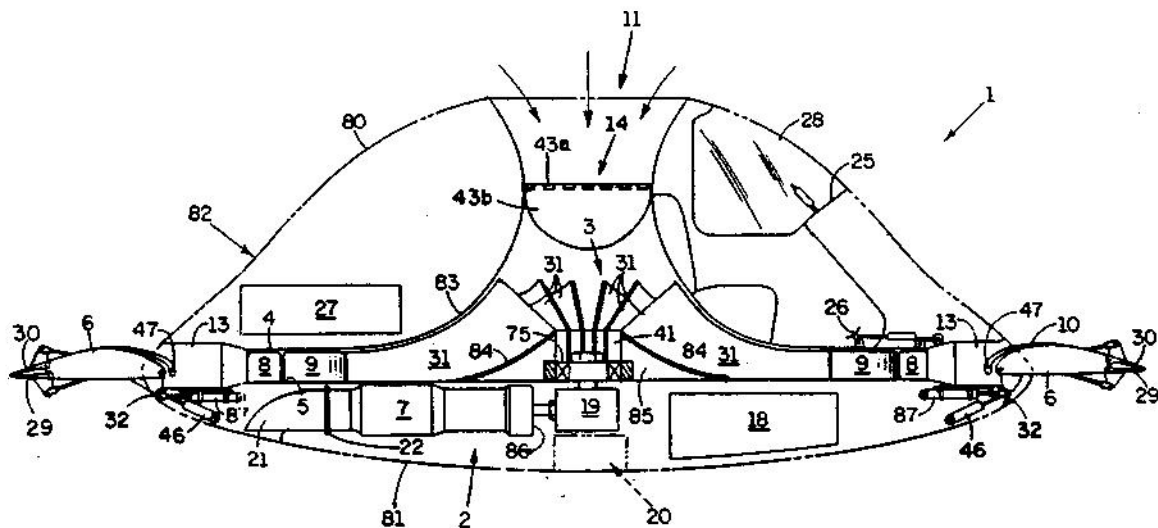
助理审查员——维玛·利斯·安斯利: 律师、代理人或公司

——查尔斯·汉诺

[57] “摘要

当下。发明提供垂直起飞和着陆。一种飞行器，其中导管风扇向上。定向入口通常水平排放空气。分段的圆形机翼。所述翼段在俯仰方向上是可单独控制的，并且每个翼段都包括扰流器和分离襟翼，以提高提升和控制飞机的效率和灵敏度。方向性。水平运动的稳定性和推力由控制器提供，该控制器将不同比例的总气流导向飞机周围的各个部分，并径向改变所述气流的方向。垂直方向。断电保护由提供。保持自由旋转的装置。风扇直到。需要提供提升。在。达阵。

13 索赔，。8 图纸



QQ475725346

开或关

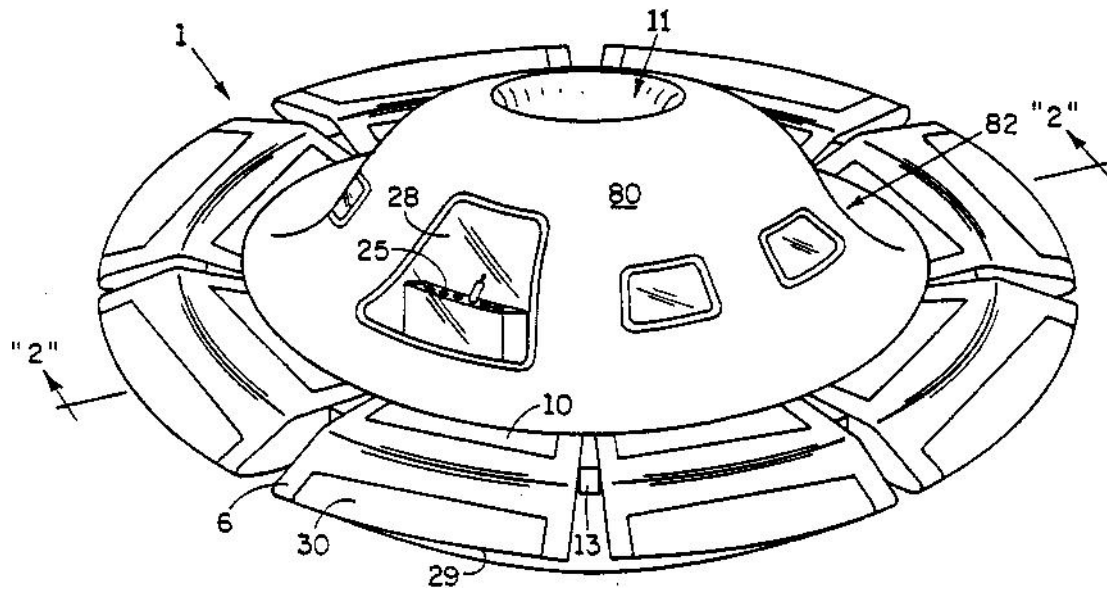


图 1

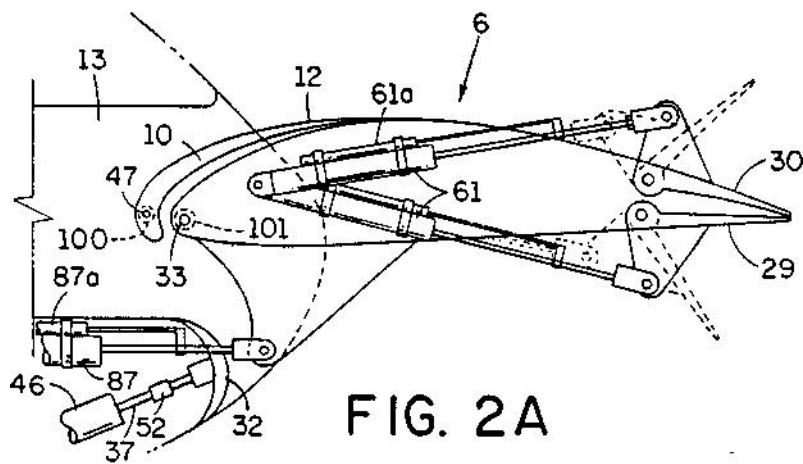


FIG. 2A

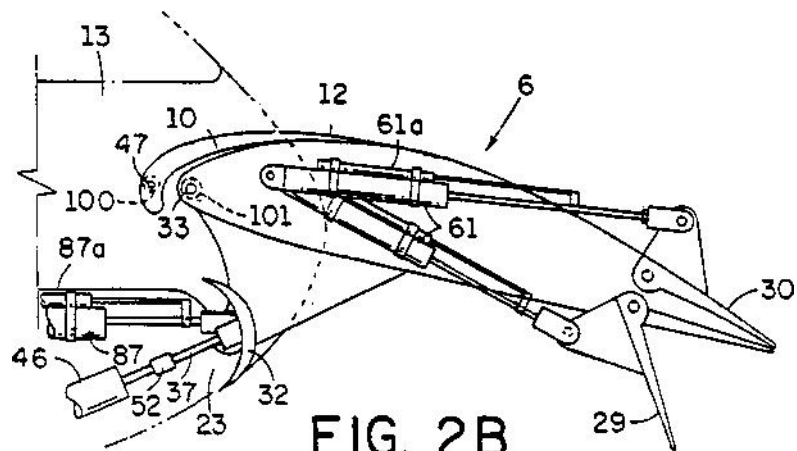


FIG. 2B

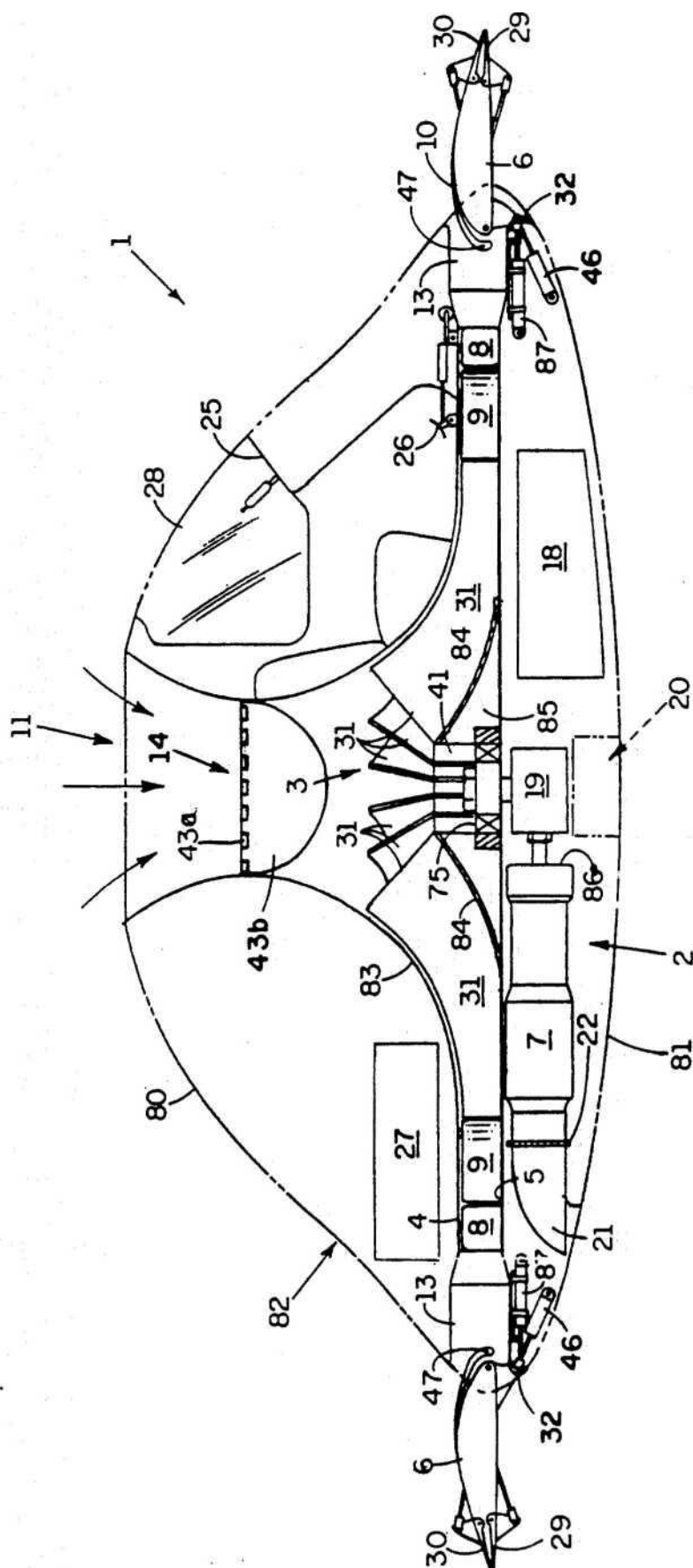


FIG. 2

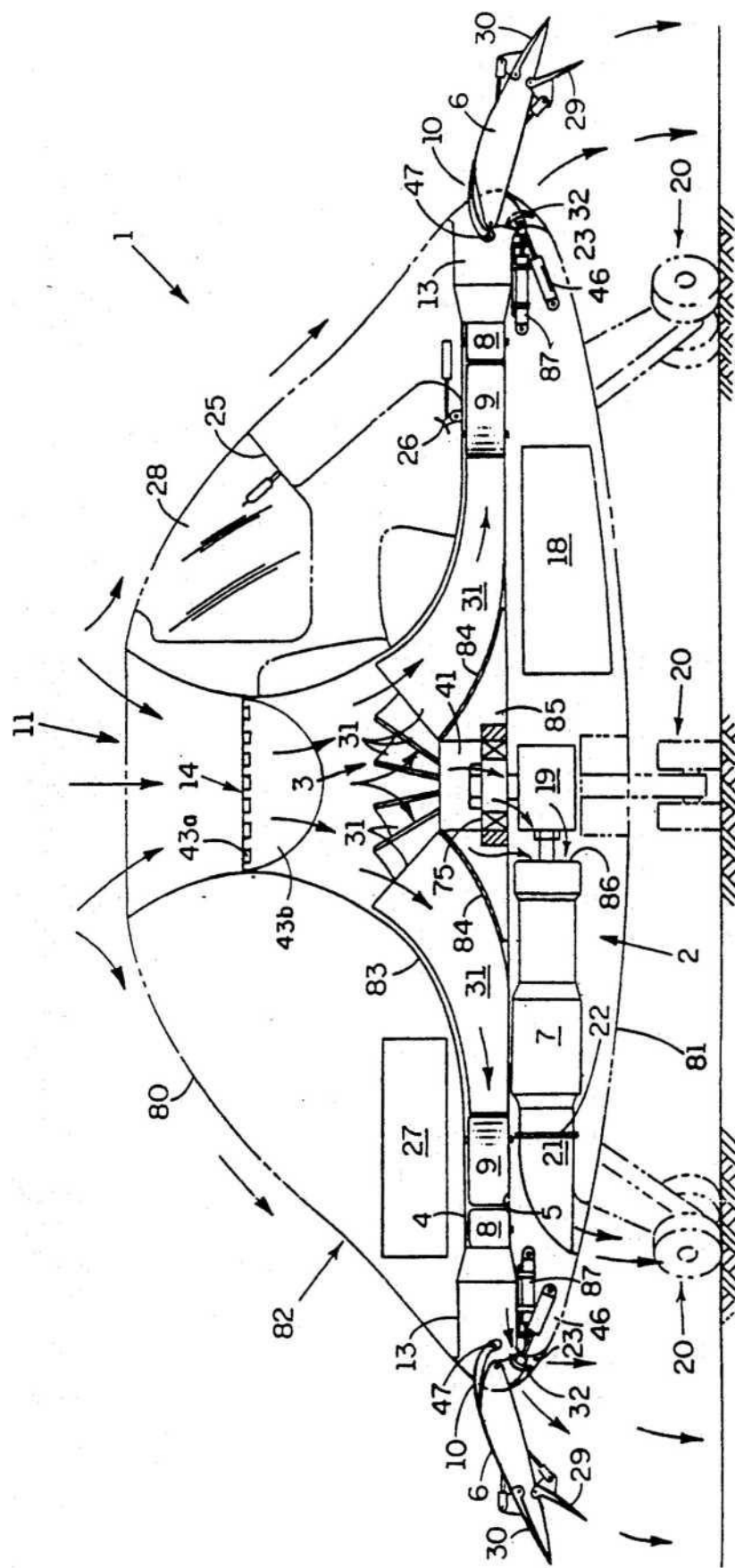


FIG. 3

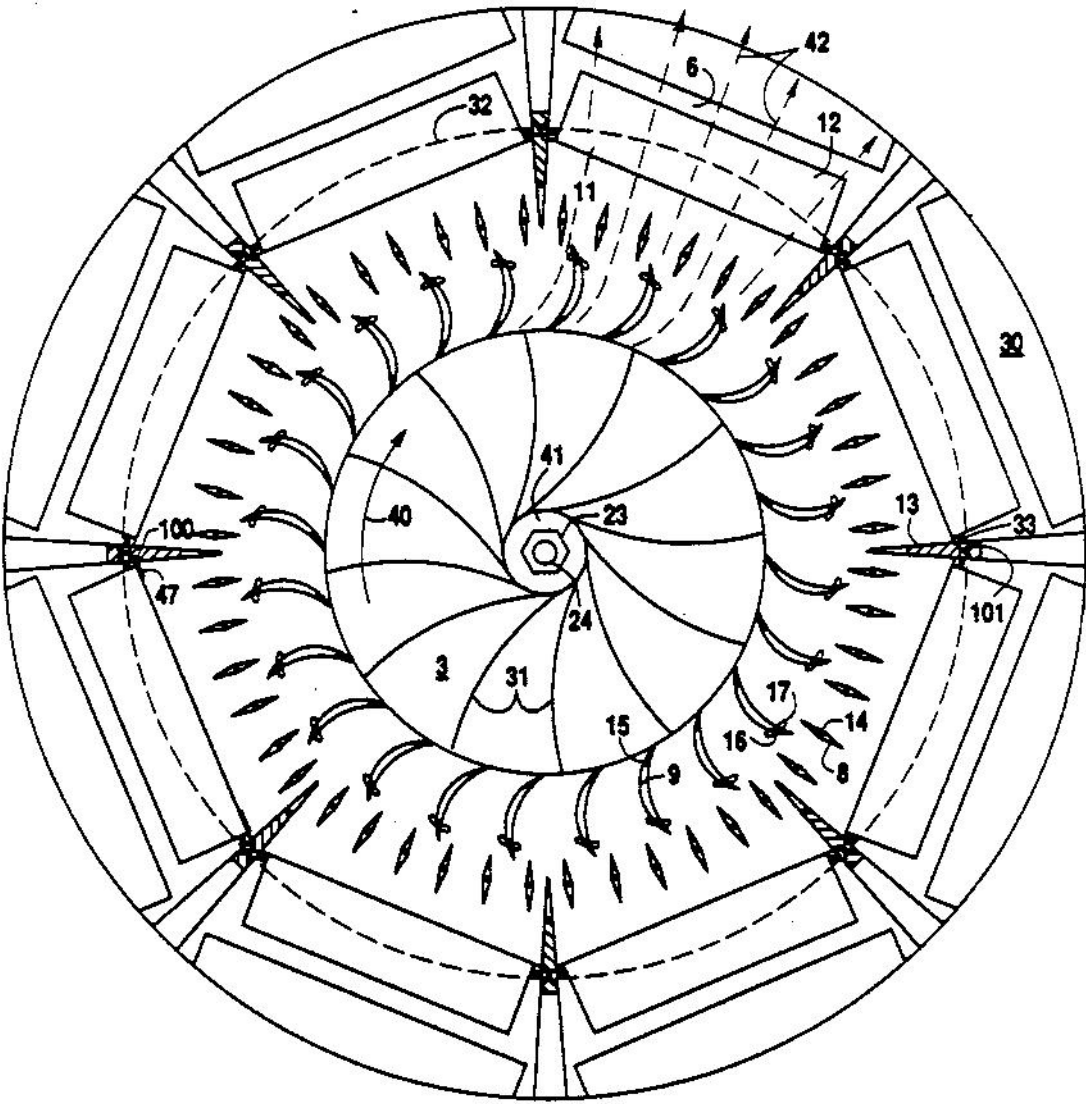


图 4A

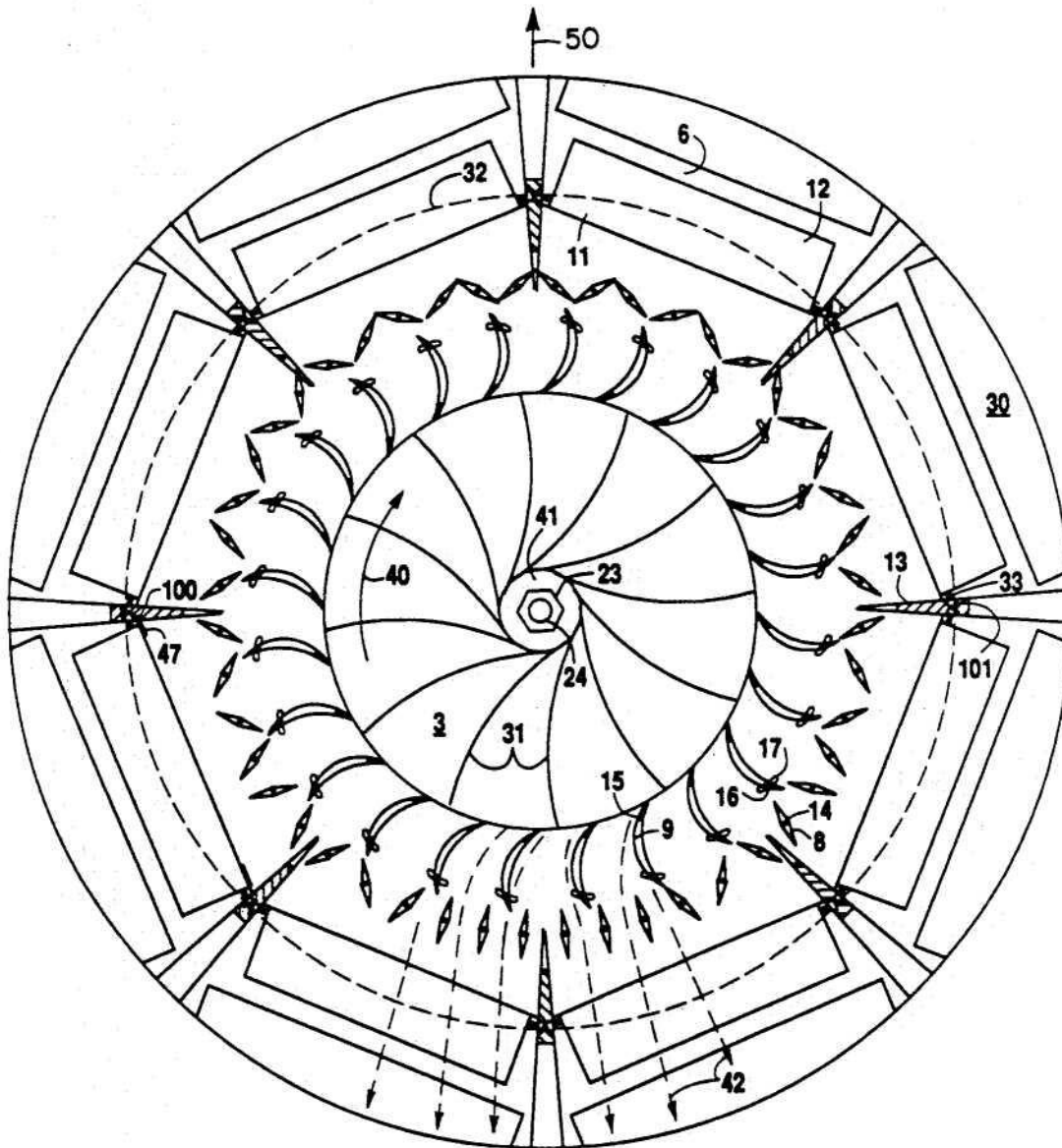
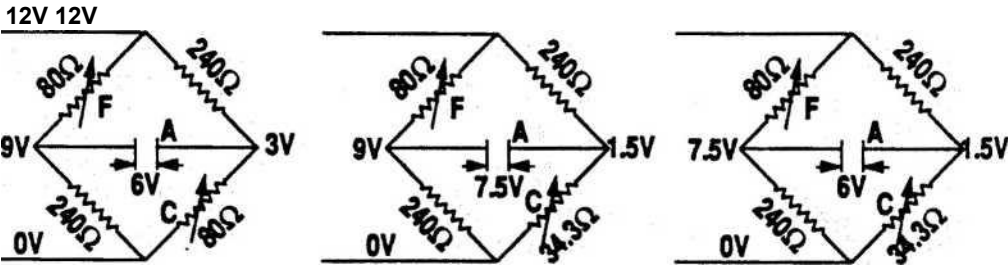


FIG. 4B

美国。1992 年 12 月 615 日专利，8 张 5，170，963



图图 5A5B 图 5C

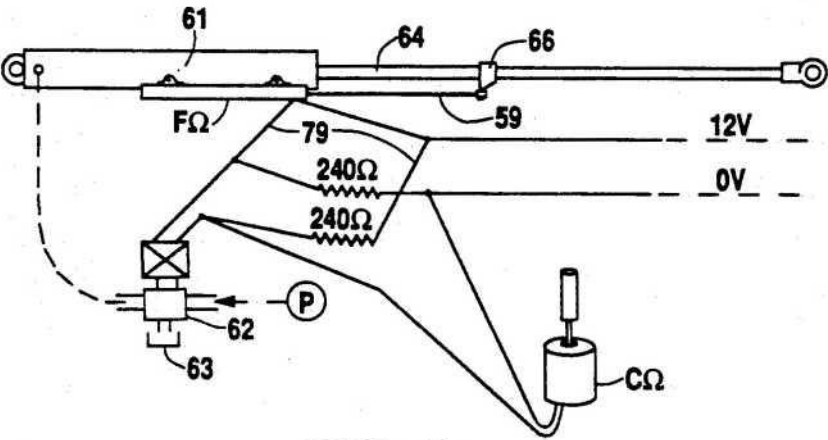


FIG. 6

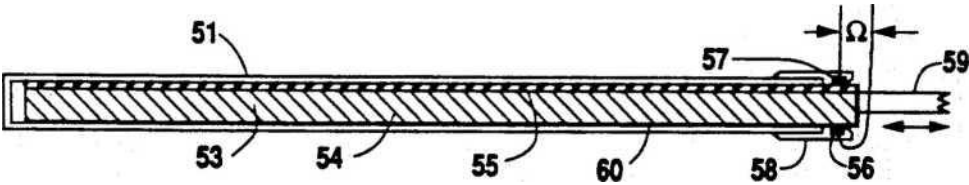


图 7A

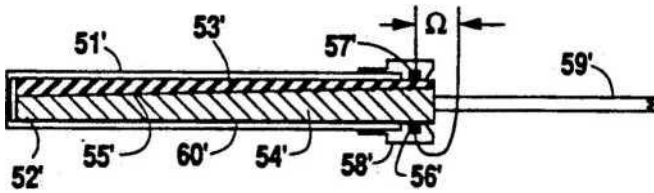


图 7B

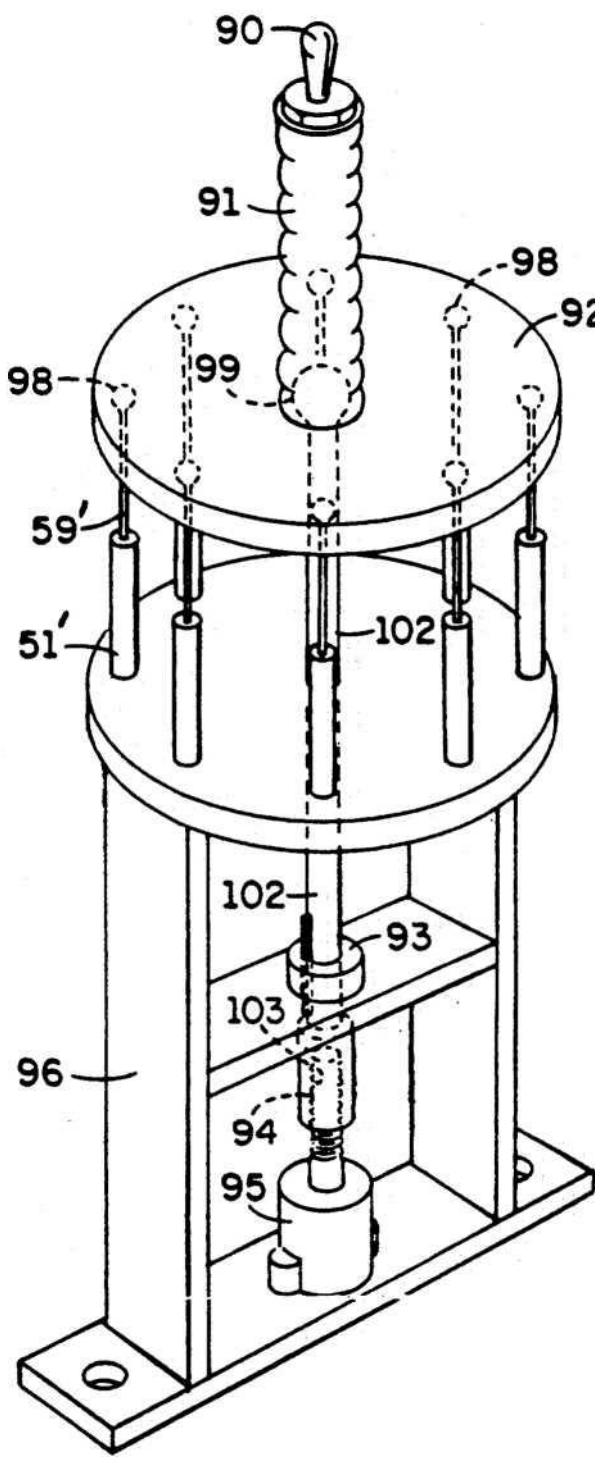


FIG. 7

美国。1992 年 12 月 8 日专利， 8 张 5， 170， 963

禁止转载

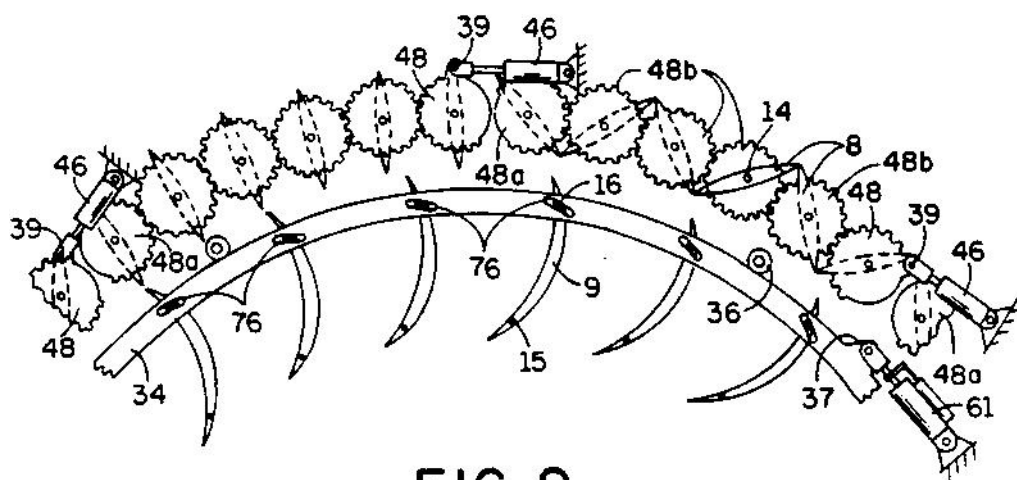


FIG. 9

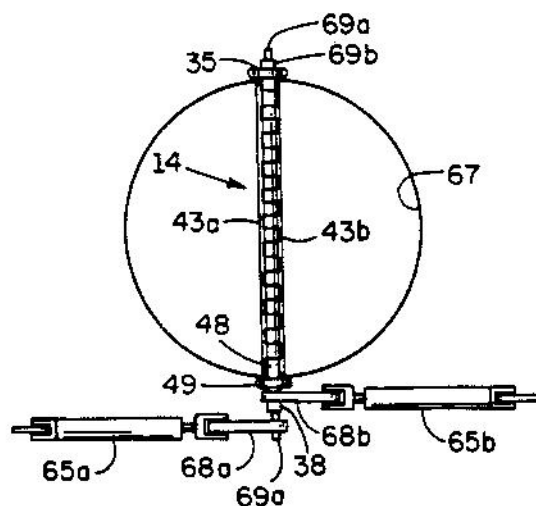


FIG. 8

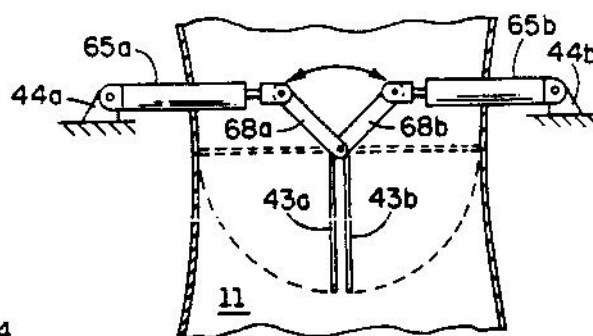


FIG. 8A

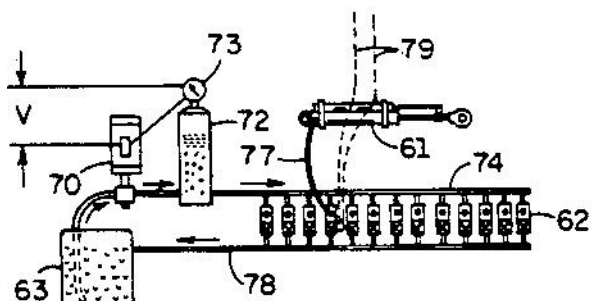


图 10

1 垂直起落飞机

背景。发明的

1. 发明领域

本发明的领域是通用航空，更具体地说，是能够垂直起5
起飞和着陆(垂直起落)的飞机类别。本发明还属于垂直起落飞机的一个小类，该飞机总体上呈径向对称，设计用于相对低速的低空飞行，适合用作机场到市区的穿梭10
飞机、家庭到办公室的通勤飞机等。

2. 相关艺术

最常见和广泛使用的垂直起降飞机。是直升机。这辆车的成功之处在于。因为迫切需要这种垂直起落能力，而不是任何特殊的需要。区别。固有的。属。直升机不15
良特性的简短列表包括:长旋转叶片。对人员和“如果飞机撞击”该区域的任何物体，对飞机本身都是一种危险，需要■远程安装螺旋桨来抵消机身对驱动力的扭矩反作用。主旋翼，复杂且相对脆弱的旋翼桨叶攻角。控制装置、高维护要求和转子叶片必须又长又薄且相对较轻20
'因此是柔性的',并且容易出现疲劳问题。补充。对于■
■这个不完整的列表，任何一个组件的故障都是“可能的”。会给飞机带来灾难性的后果。还有。全部在船上25
■很明显，替代设计是可取的。

“人类”第一次乘坐热气球飞行，当然是垂直起落。■对具有这种能力的重于空气的飞行器的追求，与飞机工业的任何部分一样古老，但自那以后加速了。第二次世界大战，尤其是越南战争后，直升机在后一场冲突中30
扮演了重要角色。一般径向对称飞机领域的多项专利。已经获得批准，但还不知道是否有■在市场上获得成功。

这可能是由于事实。这些设计。包括许多有价值的想法，并没有在任何单一的概念中融入足够多的想法，以及经过验证的飞机。技术，生产出实用的产品。35

一个必须解决的重大问题。克服。任何垂直起落飞机都有足够的“升力”来提升。车辆离开地面。

第二个问题是不稳定。如果没有传统飞机机翼和起飞条件下尾翼表面存在的单向气流，方向和稳定性问题就40
变得很重要。在本发明中，大型旋转风扇的陀螺效应增加。稳定性，并很好地将所述问题降低到一个水平。在飞行员控制范围内。

所需升力的一部分是根据伯努利定理产生的，该定理指出:存在“流体”(例如空气)的能量。三分钟后。独立45
的能量形式;潜力压力和。速度，其中任何一个都可以转换成另一个。

在机翼上。截面，所述翼型的形状迫使在顶部上方流动的空气比在所述翼型下方流动的空气走更长的路径，50
从而迫使空气加速，增加其速度能量。因为在这些条件下，势能相对不受影响，由速度增加引起的能量增加与
所述空气中的压力降低相匹配。

飞机通常利用这一原理，采用翼型结构或“机翼”，当它在空气中运动时，在上表面产生较低的空气压力。55
空气流动之下说。机翼或多或少不受影响，所以说平均压力。所述机翼上方的减小量乘以“所述机翼的面积”
看起来是一个净升力。

第二种形式的升力是由风扇、螺旋桨等加速空气质量60
产生的。机翼或其他系统。当一团空气从静止状态向下改变到给定速度时，就会产生一个与质量乘以速度变化
成正比的向上的反作用力。空气的流向越垂直。这个力在产生升力时变得更加有效。65

靠近地面时产生升力的第三种方式，有效。在起飞和着陆时，是“地面效应”这大致相当于创建一个非常“轻微压缩”的区域。车辆和地面之间的空气，并利用该压

力乘以车辆底部面积来帮助支撑所述车辆。随着地面越来越近，这种影响变得越来越强，随着车辆离开地面，这种影响变得可以忽略不计。

本发明包括与集成控制系统相结合的适当技术的合理装配，以生产实用的飞机。本发明的一个目的是提供一种维护费用低、操作相对安全和简单的垂直起落飞机。本发明的一个目的是提供一种具有类似于直升机的性能特征但没有直升机缺点的垂直起落飞机。

附图简述

图图 1 是本发明在水平飞行中远离地面的透视图。

图图 2 是图 1 中平面“A-A”的横截面侧视图 1.

图 2A 是位于机翼 6 区域的“控制气缸”、“襟翼、扰流板、连杆和空气转向”装置的一个细节，用于水平飞行。

图 2B 展示了与 2A 相同的细节，但设置“改变”为“提供最大升力，并将风扇排放的一部分转移到飞机下方的区域”。 -

图图 3 是飞机“A-A”的侧视剖面图，带有机翼、襟翼、扰流板和发动机排气导流板，用于起飞或着陆。着陆。

图 4A 是管道的俯视图。风扇空气处理系统显示所有机翼上气流均匀。

图图 4B 是所述空气处理系统的俯视图，示出了用于向前推进的空气切断和空气重定向叶片组。

无花果。图 5A、5B 和 5C 示出了跨基极电压的固定电阻器和可变电阻器的“惠斯通电桥”布置..从中导出控制信号和正控制元件定位。

图图 6 示出了适用于该应用的控制元件的液动力定位的一种方法。

图图 7 显示了翼型■定位控制，说明了■协调多个元件定位的方法。图图 7A 示出了适用于控制单元的反馈电阻元件

图 7.该电阻元件将安装在从动油缸上。

无花果.图 7A 和 7B 示出了适用于图 7 的定位控制的控制电阻器元件 7, 用 51 和 59 表示。

5

图 8 显示了进气管切断系统的部件和控制连杆的俯视图。

图 8A 是图 8 的侧视图 8 ■ 显示叶片 43A 和 43B 如何移动以关闭进气管。

图 9 示出了空气控制叶片, 用于控制流量(叶片 8)和将气流向外引导穿过翼型(叶片 9)和它们各自的控制元件。

图 10 显示了一个合适的液压装置, 用于对来自一个液压源的大量 15 个元件进行独立液压控制。

发明概述

本发明包括重于空气飞行领域的发展汇编, 避开升力产生、动力源、建筑材料和控制的原理。一个首要的设计目标是综合上述因素, 以及相关的无形资产, 如安全性和可操作性, 以生产出一种实用的垂直起落飞机, 而没有直升机特有的严重问题。一个完全封闭的管道风扇将空气排放到先导控制的改向叶片中, 基本上是径向流出, 可以消除转子叶片和扭矩反作用带来的问题。

30

升力的产生包括伯努利原理, 由于悬停时的诱导气流以及推进时的诱导气流和前进速度, 在圆形机翼翼型和机身整个上表面上都有升力产生。一些升力也是由于空气质量通过空气处理系统向下加速以及靠近地面时产生“地面效应”而产生的。据信, 大部分升力将来自机翼翼型。通过使用将许多动力驱动元件集成到一个控制运动中的装置, 飞行员可以对相对大量的飞机控制元件进行控制。这个概念包括当主控制元件接近它们的行程极限时, 副控制元件的自动展开。

本发明包括利用主要因其最大功率重量比而选择的螺旋桨喷气发动机, 但它也在其他领域产生益处; 通过风扇进气道 50 的进气产生的额外升力, 向后排气产生的额外推进力, 以及悬停、起飞和着陆时向下偏转排气产生的额外推进力, 部分抵消了风扇空气径向流出产生的低压效应。

本发明的其他方面包括在机身和机翼部分的结构中使用 55 种最先进的材料, 例如蜂窝夹层板和带有硬质泡沫芯的玻璃或碳纤维蒙皮。密切关注飞机其余部件的重量控制, 可降低任何给定有效载荷的功率 60 和总体尺寸要求。

空气被吸入风扇入口 11 并通过周边翼型件 6 排出, 从而在上表面上引起气流。向前运动产生的升力对飞机前部最有效, 而风扇诱导气流对后部区域最有效, 因为风扇总流出的大部分被排向后部, 增加了所述区域的诱导气流。风扇 3 吸入空气导致压力降低, 从而产生额外的升力分量(见图 2), 直接作用在飞机中心的所述风扇入口上。在向前飞行期间, 由圆形翼段 6 上方的风扇排放空气产生的升力朝向后部可能更有效, 这可能导致倾向于升高飞机后部的不平衡升力。然而, 这一因素很容易控制, 因为飞行员可以控制所有翼段 6 的“迎角”, 从而可以通过改变飞机周围的升力和通过由每个翼段 6

处气流的受控偏转产生的常规“升降舵效应”来保持所需的飞机姿态。

图 1 包括垂直平面($\alpha - \alpha$)的指示, 该垂直平面偏离飞机的前后中心线 22J, 因此垂直于它平分的翼型部分 6(在本发明的八翼型表示中)。

前推进力是由推进式喷气发动机 7 的向后排气和风扇 3 的主要向后排气产生的推力产生的。

图 2 是飞机 1 从平面“A-A”的截面图, 包括由相对较高的圆顶部分 80 形成的机身上表面, 圆顶部分 80 大致径向对称, 下部 82 包括朝向水平的反射曲率。一个孔, 该孔限定了存在于所述圆顶的上部中心的空气通道(风扇入口导管 11), 并且所述风扇入口 11 通过风扇导管结构元件 83 连接到部分 80-82 的外周, 该风扇导管结构元件 83 结合了所述元件的下延伸板 4。

飞机 1 还包括一个相对较低的半球形凸起 81 的下表面, 该凸起在其外周连接到一个大致平坦的底板 5 上, 该底板 5 限定了飞机 1 的内部风扇导管的下表面以及容纳发动机 7、油箱 18、齿轮箱 19 和起落架 20 的下机身部分 2 的上表面(见图 1)3)。上部 and 下部机身部分通过结构支柱 13 间隔开并保持刚性关系, 结构支柱 13 还用于分隔和容纳翼型 6 上指向外部的气流。所述支柱 13 还包含枢轴轴承 101(见图 2A)用于翼型 6 的轴 33, 并包含扰流器 10 的锚定位置 47, 以及用于驱动翼型襟翼 29 和 30 的液压管路(未示出)。螺旋桨飞机发动机 7 向直角驱动齿轮箱 19 提供动力, 以使风扇 3 在空气导管内旋转, 该空气导管形成在具有其下延伸部 4 的导管元件 83 和导管底板 5 之间。风扇 3 的下弯曲结构底板 84 限定了底板 5 内侧的风扇导管的剩余部分和相对的导管元件 83。

包括轮毂结构 85、结构底板 84 和多个弯曲风扇叶片 31 的风扇 3 可以通过单向离合器 75 安装到齿轮箱 19 的输出轴上, 使得发动机 7 能够在其指定的旋转方向 40 上驱动风扇 3(见图 2)4A), 同时允许它在失去动力或其它传动系统故障的情况下不受发动机 7 或齿轮箱 19 的阻力而旋转。

图 1 示出了本发明的飞机 65, 通常用 1 表示, 在远离地面的水平飞行中。飞行的“升力”产生于机体上, 来自向前运动产生的气流和来自

QQ475725346

开或关

轮毂结构 85 是。开放式轮辐，允许自由进入。空气。穿过开放中心。风扇 3 的 41，由此穿过所述-。轮毂 85 进入下部机身。飞机 1 段，然后。进入发动机 7 的进气口 86。

风扇 3 的旋转利用了空气的质量(与风扇一起旋转，因为。它被截留在叶片 31 之间，以将所述空气向外抛出。其中产生的离心力。这样排出的空气经过重新定向叶片 9。容积控制叶片 8 在经过之前。机翼下■段 6。由于作用在所述入口中产生的压力降低，由此排出的空气由流入风扇入口 11 的气流补充。所述风扇。

在如图 1 所示的中等尺寸的单元中
2，风扇直径约为 9 英尺。，以 625 转/分的速度旋转将会以大约每小时 200 英里的速度排出空气。这个。速度足以产生所需的升力、推进力和阻力效果。控制。对开壳式排气导流板 21' 在铰链 22 上打开。允许。排气。去。直接向后退或。接近使所述排气大致向下偏转。。排气偏转可逐渐或快速施加，并可在全开之间设定。关门了。图 2 通常还表示燃油箱 18、液压部件 27(阀门、泵、油箱等)的“位置”。)，起落架 20，控制面板 25，挡风玻璃 28，方向舵踏板 26 和其他非关键项目。与……无关。那个。发明。对本发明更重要的部件将参照附图进行详细描述。他们各自的画作。附加电源，如。围绕风扇周边放置的多个冲压喷嘴。也是可以考虑的。

图 2 场演出。翼型部分 6 大致如它们将出现在。水平飞行。'范。卸料大致水平，升降舵 29。30 和扰流器 10 处于正常(关闭)位置。位于风扇入口 11 的叶片 43A 和 43B 完全打开。分开。蛤壳式排气偏转器 21 显示为关闭，向下偏转排气，这表明飞机 1 正在缓慢移动或悬停，并且正在使用由所述排气偏转产生的增加的升力。

图 3 显示了飞机 1 处于着陆(或起飞)状态。翼型 6 被压下，扰流板 10。以获得最大的提升力。

气流分流器 32(详见图 1 和 2)2A 和 2B)显示为伸展位置。所述分流器 32 位于外周周围。下城。飞机机身部分 2 和间隔或多或少地填充■之间的间隙。翼型控制气缸 87。因为所述气缸 87 连接在中间。翼型 6 的长度，所述气流分流器延伸穿过所述翼型 6 之间的铰链区域，并且大约沿着每个所述翼型的长度的一半。翼型 6 已安装。到 13 号柱。铰链区。因此，分流器 32 的数量与翼型件 6 的数量相匹配，在该实施例中每个翼型件 6 有八个。所述转移 32 形式。光滑的。飞机下部机身的空气动力学部分。并且被支撑在可滑动地安装在主体的轴承 52 中的多个平行轴 37 上。第二单元。

分流器 32 保持抵靠主体单元 2 或者延伸到该位置。如图所示在先导控制下，通过液压缸 46 的 2B 和/或中间位置。•。气缸 46 的轴也穿过。轴承 52。并且形成引导和定位分流器 32 的几个轴 37 中的一个。

当分流器 32 延伸时，形成空气通道■ 23。那个。分流器 32 的位置，现在部分阻塞了翼型 6 下方的气流区域，导致■一部分。穿过其中的空气被改变方向。通过导流槽 23 并直接在飞机下方排出。它与。发动机 7 的废气流量与趋势相反。从风扇 3 流出的径向空气流，以降低下面的空气压力。

当飞机接近地面时。。这个。由于低压区，地面以上几英尺的条件必须保持。如果来自下面的空气被带进一个或多或少的水平气流中，在圆形区域上向外 10°。当空气由于离地面很近而不能很容易地从下面供给时，机翼。

图示为扰流板 10' 的自动展开。在图 3. 扰流板 10 的定位销 47 安装在支柱 13 的空腔 100 中。当扰流板 6 绕包含在内的轴 33 向下枢转时。竖井。锚。101 年。前

表面。的。扰流器 10 保持在其导管中心。沿着上表面延伸的位置。翼型 6。扰流器 10 的上延伸部 12 逐渐变细至窄边。融入。■翼型 6 的上表面。所述扰流器延伸部分 12 和顶部表面之间的紧密接触。扰流板 6 可以通过纵向燕尾榫保持。匹配燕尾榫的翼型 6 中的槽。戴上耳钉。扰流板延伸部分 12 或。类似的手段。

襟翼 29 和 30 伸出。气缸 61 和 61a-25 由飞行员通过使用。电液比例装置■将手动装置与飞机控制元件的定位联系起来，详见图。6。

图 4A 示出了本发明的空气处理系统 30 的俯视图。范。。3，由齿轮箱 19 的输出轴 24 驱动，沿箭头 40 所示的方向旋转。如气流线 42 所示，从风扇 3 的中心区域上方进入的空气被离心排出并或多或少地离开风扇。所述 35° 排放空气被重新定向叶片 9 径向向外偏转，以便或多或少地径向通过。向外。横跨翼型部分 6。所述重定向叶片由飞行员调节以控制车辆的径向方向；气流稍微顺时针旋转 40° 将会引起一个反作用，使气流转向。飞机逆时针旋转。反之亦然。

流经重定向的空气■。叶片 9 和截止叶片 8 进入支柱 13 之间的区域，然后离开。在翼型 6 的上方和下方流出，导致升力和/或阻力。■飞行员通过他的能力控制下的 45 个效果。

以根据需要调节翼型攻角并伸展襟翼 29 和/或 30。

图 4B 显示了在箭头 50 的方向上被调节到接近最大推进反作用力的叶片 8，因为 50° 前叶片 8 被完全切断，而 50° 后叶片 8 完全打开。-中间叶片。部分开放■增加推进效果(对于飞机横向中心线后方的部分)和/或提供飞行和稳定所需的升力。

55 风扇■3 的旋转不仅在圆形机翼上产生气流，而且■还充当大型陀螺仪。。这种陀螺作用使飞行器。非常稳定，能够“抵抗由大气中的气流引起的外力”。岁差。陀螺仪 60 的位置。更正了。被飞船操作员。通过圆形机翼的可移动部分的协调运动，以保持飞行器的水平姿态。

如果发动机出现故障，发动机将停止运转。由于飞行器的圆形设计，飞行器将开始下降并达到非常低的终端速度 65。这给了它一个降落伞阻力效果，飞行器保持在。通过相对较重的风扇的回转作用而产生的水平姿态(如飞盘下降)。到 main

5, 170, 963

保持风扇转速在动力不足的情况下，风扇进气可以被叶片 43a 和 43B 关闭，减少风扇阻力，并允许风扇 3 通过脱离发动机空转。这种情况将一直持续到飞行器下降到预定的地面高度。在这一点上，进气叶片 43a 和 43b 将被打开，从而给予圆形机翼升力和飞机相对较软的着陆可控性。

无花果。图 8 和 8A 示出了包括其致动连杆的入口管道切断系统 10。叶片 43a 和 43b 沿轴 69a 上方的中心线铰接，轴 69a 贯穿整个铰接区域 14，由轴承 50 支撑，并间接由轴承 49 支撑。(轴承 49 保持叶片 43b 的铰链凸片 38，轴 69a 在凸片 48 内居中运动。(杠杆 68a 以所示的角度关系固定在轴 69a 上，这样来自气缸 65a 的推力将使叶片 43a 从实线所示的位置转动到图 1 中虚线所示的位置 8A。气缸 65a 通过凸耳 44a 安装在飞机框架上。

除了叶片 43b 可滑动地安装在轴 69a 上并且可以独立旋转之外，铰链的相对侧叶片 43b 类似于叶片 43a 所示的布置。叶片 43b 的旋转由安装在延伸铰链片 48 上的杠杆 68b 控制，并由锚定在凸耳 44b 上的气缸 65b 驱动。

当圆筒 65a 和 65b 伸出时，所述叶片 43a 和 43b 形成具有圆形外径 67 的圆形塞子，该塞子可以紧密地封闭圆形入口 30 导管 11。所述圆筒的缩回使得所述导管完全打开，除了叶片 43a 和 43b 的铰链 14 占据的窄条之外。叶片本身可以完全位于所述铰链下方的垂直空间内。

由于所述叶片从未设置在中间模式，35 它们可能由缺乏比例特性的气缸控制。

液压阀可响应直流电压信号。例如，丹佛斯 PVG 32 液压阀在外加 40 伏直流电压时可能不起作用，而在高于 6 伏的电压下引导液压缸伸出的流量，在低于 6 伏的电压下引导液压缸缩回的流量。所述电液阀不直接从控制电压信号给自己供电，而是使用所述信号来操作商业上可获得的电子放大器，以为所述液压阀的实际换挡提供动力。为了清楚起见，并且因为在操作中没有实质性的区别，这个中间阶段将在随后的描述中被忽略。

50

参考附图 5A、5B 和 5C 将示出为定位飞机控制元件的液压装置的操作提供控制电压的方式。

图 5A 显示了一个经典的惠斯通电桥，它横跨 12 伏直流电源 55 度。这个“桥”包括两个固定电阻和两个可变电阻。使用如图所示的电阻阀，由于通过 80 欧姆可变电阻的所有电流也必须通过同一 60 欧姆导体路径中的 240 欧姆固定电阻 $(80/(80+240) \times 12 \text{ v})$ ，3 伏将通过 80 欧姆可变电阻“下降”，因此，9 伏电压出现在控制电压 A 的左侧。同时，电桥右侧的电流在通过 80 欧姆可变电阻之前先通过 240 欧姆固定电阻，因此 $(243/(243+80) \times 12 \text{ 伏})$ 9 伏电压将通过 240 欧姆固定电阻“下降”，3 伏电压出现在控制电压 A 的右侧。控制电压现在为 (9 伏-3 伏) 6 伏。

图 5B 显示了可变电阻 C 降至 34.3 欧姆的相同“电桥”。桥的左侧没有变化，因此 9 伏电压仍然出现在那里。在右侧，图中固定电阻与可变电阻之比为 3 比 15A，现在是 7 比 1。同样，通过两个电阻的电流必须相同，因为它们构成了唯一的电通路，因此会产生 7 比 1 的压降比。 $(12 \times 1) 10$ 伏电压现在通过 240 欧姆的固定电阻下降，因此 1J 伏电压出现在 A 的右侧。控制电压现在是 (9V-1J 伏) 7J 伏。

平衡(6 伏控制电压)可以在图 1 的“桥”排列中达到 5C 如果所有其他因素保持不变，只需增加可变电阻 F，以便通过它“降低”更多的电压，直到左侧电压降低到 7J 伏， $(7 \text{ 伏}-1 \text{ 伏}=6 \text{ 伏})$ 。这一点存在于 $F=144$ 欧姆。 $144/(240+144) \times 12 \text{ v}=4 \text{ J 伏}$ 通过可变电阻降。 $12 \text{ v}-4 \text{ J}$

$\text{v}=7 \text{ J 伏}$ 在控制电压 A 的左侧，减去 1J 伏(右侧不变)，重新建立“中性”或无效控制电压(6 v)。

图 6 示出了可变电阻器和固定电阻器的布置，其将元件 C 的特定电阻连接到由液压装置响应元件 C 的所述电阻远程操作的飞机控制元件 F 的特定位置

61 是一个液压伸展的、弹簧复位的液压缸，其上连接有一个可变(反馈)电阻 F，液压缸 61 的轴 64 和电阻 F 的轴 59 平行排列。附件 66 将所述轴的运动联系在一起，使得轴 64 的任何给定延伸将对应于可变电阻器 F 的特定电阻值

图 7A 和 7B 示出了适用于该控制系统的可变电阻器的设计。图 7A 是相对较长的可变电阻器，适合用作安装在液压缸 61 上的电阻器 F。51 是围绕电阻柱塞 53 的电绝缘外壳，其横截面为正方形或矩形以防止外壳 51 中的旋转。所述柱塞 53 包括具有导电带 60 的结构绝缘体芯 54，导电带 60 沿着一侧的长度并且跨过靠近控制轴 59 的附件的一端。

电阻材料 55 在所述轴端被结合到导电带 60，并且沿着与所述导电带相对的一侧位于柱塞 53 的长度上。

所述电阻材料可以是锥形的，如图 1 所示以便以非线性方式增加其阻力。由于电流必须通过横截面随着柱塞 53 向外移动而减小的材料，图示的单元在被抽出时将以大于线性的速率增加阻力。

电触点 56 表示“线”触点，57 表示电阻元件触点。两者都保持在绝缘头部 58 中，结合或紧固到壳体 51。在这种布置中，控制线路固定在适当的位置，并且不会随着电阻值的调整而移动。

图 7B 类似于图除了该单元被示出为较短的结构，并且导电带 60' 在柱塞的底部结合到电阻材料 55，导致该单元的电阻随着柱塞 53' 的缩回而减小，该减小以大于线性的速率发生。

从这些例子中可以明显看出，可变电阻器可以适应控制条件的要求

QQ47572534S
一个或一个以上

5, 963 拨动开关。飞行员可以用握住所述手柄的手的拇指
170, 9 通过操纵电阻材料的形状、电阻率、长度和附着条件。体的摆动板 92, 摆动板 92 的中心枢转地支撑在球窝
在'无花果。6 电动液压阀 62 是。三通阀通过一个端口与接头 99 上。从所述摆盘上伸出多个电阻器。元件控制轴
液压源 P 相连, 气缸 61 通过第二个端口 5 与。第三个端口 59' 在“径向角度”和距离上均匀间隔。从球窝接头 99
将机油返回液压油箱 63。的中心。所述控制轴通过球形接头连接到摆盘 92。98。
阀 62 是电动的, 处于内部端口的一种状态。在高于设定因此当……移动手柄, 迫使任何轴伸出或。缩回, 它的
值的信号电压下, 第二状态-at 或非常。接近所述电压, 以对面元素将同样移动。相反的和中间的元件也将。延伸。
及低于所述 10 伏电压的第三“信号电压下的内部端口状 或者-按比例收回。前提是主体 51'。电阻单位是。保
持在。他们原来的位置。这是在控件中完成的。' FIG '
在'无花果。6-阀 62 将液压传递到-61 缸。以在-时延伸杆的单位 7 通过连接.51'的主体。所述可变电阻器..所述控
64。信号电压低于-所述阀门的中性设定值(假设-6 伏“中 制的第-96 帧的单位。
性”)。- 15 滑动连接 93' 形成在轴 102 和 104 之间。框架 96,
在所述中性信号值或非常接近所述中性信号值时, 阀 62 并且可以是。方形, 键控。或者被构造成允许。没有旋
阻断来自压力缸 61 的压力和回流, 使得由所述压力缸启动转的直线运动。所述线性运动由螺纹轴 94 的旋转产生。
的飞机控制装置保持在适当位置。在螺纹内部 103 内。也安装有由低速齿轮马达 95 驱动的
当信号电压高于所述中性信号 20 的值时, 来自液压源 P 轴 102。连接到 0.96 框并用拇指开关控制。手柄 91 的
的压力保持被阻断, 但是从气缸 61 到油箱 63 的回油流动90。
被打开。因此, 包含在活塞和气缸 61 的顶盖之间的内部弹 图 1 的控制组件的方式的一个例子 7 可以与几个翼型
簧缩回所述气缸。液压缸-也有弹簧-25 延伸, 液压返回。6 的迎角相关联, 为了说明在飞机 1 的控制中采用的基
使用的类型主要取决于哪种运动需要更大的力。所述最大本原理, 将对翼型 6 进行描述。
的力, 运动通常由液压阶段提供。还有一种选择是使用具为了抵消飞机 1 离开水平方向的俯仰或滚转, 手柄 91 在
有相同控制类型的四通阀。该选项为“伸出”和“缩回”所需的校正运动方向上的运动将在与运动方向正相反的
运动产生 30° 液压力, 但会带来更大的损失。更重的阀门一侧引起控制电阻 C 的最大延伸。的。手柄 91' 和运动
和额外的阀门到钢瓶的软管。所指向的电阻器 C 的最大压下量。。所有中间电阻 C 将
了解系统组件的运行特性。我们现在可以描述图 3 的控与它们相对于所述轴的角度成比例地起作用。运动。。
制配置的功能-6。如果所述手动控制的每个电阻器 C 与它所控制的电梯径
假设气缸-61 显示在其冲程的中心, 电阻 F(反馈)为 80 向间隔一致(考虑陀螺进动定律), 并且如果信号电压的
欧姆, 电阻 C(手动控制)为 80 欧姆。这导致 6 v 的 40° 信控制关系。和液压作用被正确地连接, 手柄 91 的运动将
号电压(图 5A), 因此气缸 61 被阻塞, 受控飞机部件保持在从所需的运动方向以适当的角度偏移压下降升机, 并提
适当位置。升升降机上的升降机。从而在所述手柄运动的方向上倾
飞行员移动控制元件的手柄, 将可变电阻器 C 的柱塞重斜飞机 1。如果……飞行员希望减少。举起, 他能举起。
新定位到屈服点 45。-新的抵抗。34.3 OHMS。这就产生了一次压下所有的电阻元件, 使所有的电梯运行。这是通
“桥”。图的条件 5B 和大于-6 伏的电压信号; 因此, 阀过拇指开关 90 相对于安装在框架 96 上的电阻体 51 降低
62 将转换到新的状态。-假设阀门移动以允许油从。p 入。摆盘 92 来实现的。齿轮马达 95-拇指控制开关 90 转。螺
61 号气缸。这将延伸电阻器 F 的轴 64 及其连接的轴 59(图纹轴 94 下降。或者通过滑动接头 93 提升轴 102 以实现
7A)。延长电阻 F 的轴会增加电阻。从而降低阀 62 两端的这种控制效果。“升高所述摆盘”通过一起降低升降舵
控制电压, 直到达到 6 v 的中性点。这发生在。“反馈-55”来增加升力。
电阻中的值为 144 欧姆(图 5C), 对应于特定的延伸距离。那个。刚才描述的效果并没有禁止先前的“倾斜”效
控制电阻 C 的所有中间值对应于反馈的特定中间值。并由果。控制。为了重新分配飞机周围的升力, 它叠加了一
此延伸到特定的延伸距离。。前面的顺序是一样的, 应该个新的“中立”位置, 或者高于或者低于以前的机翼迎
是相反的。如同在这个例子中一样, 控制电阻器的值增加角。任何受控制的飞机部件。在所述运动能够恢复系统
而不是减少。中的电平衡之前, 所述受控元件相对于所述极限“停止”,
用。前面的例子理解为, 控制多个控制电阻器(和飞机。直到达到其行程极限。飞行员的控制要求在所述受控元
由类似于图 1 的系统驱动的控制元件-6) 65 可以参考图 1 件的范围内有新的设置。行动。这允许叶片在压力下关
来说明。图 7。闭, 确保密封, 并进一步允许直接施加电压(如紧急按钮)。
在图 1 的手动控制装置中.7 控制手柄 91。配有自定心 3 最高速度反应
位力矩器-

QQ475725346
ONE OR ET

当“反馈”电阻开始恢复控制电压平衡时，旁路降低的比例流量。

利用摆盘原理使机翼 6 围绕飞机 1 的相对运动成比例，并控制所有机翼 6 的“平均迎角”，通过一只手的运动，飞行员可以在所述飞机的能力范围内控制飞机高度和升力。

图 9 示出了适用于本发明的风扇排气导管的叶片和控制连杆。空气从风扇首先通过重定向叶片 9，然后通过容积控制叶片 8(图 4)。

容积控制叶片 8 安装在轴 14 上，轴 14 穿过上导管板 4 和下导管板 5 中的轴承孔(为了清楚起见，在该图中未示出)，轴 14 因此以圆形、均匀间隔的方式保持所述叶片 8，并且仅允许与所述轴成一体地旋转动作。齿轮 48a、15 部分分离的齿轮 48 和 48Z 安装并锁定在所述轴 14 上，以相互啮合并保持每个齿轮组处于特定的旋转关系，如图 1 所示 9。当特定组中的任何一个叶片 8 旋转时，该组的每个备选叶片旋转相同的方向和相同的程度。中间叶片也旋转相同的角度，但方向相反。因此，6 叶片组位于图中的中心左侧 9 将所有叶片设置为最大“打开”状态(径向向外)，在气缸组 46 完全缩回时，将呈现中心右侧的气缸组构型，该构型通过接触叶片尖端密封了导管空气通道。所有齿轮都位于地板 5 之外的轴 14 延伸部 20 分的空气导管外部(在本图中不可见)。任何中间位置都可以由前述控制系统设定和保持。图 2 所示的控制 7 适用于叶片 8 的控制，如果控制电阻器的数量和它们的径向方向对应于由几个叶片 8 组中的每一个控制的区域，如图 7 所示 9。平均开度由开关 90 控制。叶片 8 的控制 30 将被设置成在控制手柄“倾斜”的方向上并与控制手柄“倾斜”的程度成比例地提供推进力，平均开度调节从“提升”转向以产生所述推进力的总气流的比例。

图 9 还示出了适于控制空气重定向叶片 9 的联动装置 35。叶片 9 包括穿过底板 5 和上导管板 4 的轴 15，并且每个都具有向上穿过狭槽 17 的附加轴凸耳 16(见图 1)4 在风扇导管上板 4 中，以允许叶片 9 在狭窄的范围内绕轴 15 枢转。开槽环 34 安装在所述槽 17 上，并通过径向槽 76 接收轴凸耳。环 34 被位于其外边缘周围的多个带槽辊 36 限制旋转而没有横向运动。通过将环 34 紧密地安装在所述槽上，并大量填充槽 17 和 76 与轴凸耳 16 的相交处，很大程度上防止了空气通过槽 17 逸出。叶片 9 的控制通过由脚踏板 26 控制的单个气缸 61”来完成 45，或者在替代实施例中可以通过与所述脚踏板的直接机械连接来控制，如在传统的方向舵控制中那样。(这架飞机上的叶片 9 相当于传统设计中方向舵的作用)。

图 10 示出了一种装置，通过该装置，多个装置 50 可以由单个液压源驱动和控制。油通过泵从油箱 71 中抽出-

马达单元 70，并被压入蓄压器 72，直到收集在所述蓄压器上部腔室中的气体被充分压缩，以打开压力开关 73 并停止所述泵-马达单元，从而根据沿着蓄压器出口歧管 74 设置的阀的需求，可获得一定量的压力液压油。这些阀 62 阻止来自所述歧管的所有流动，除非它们通过软管 77 将歧管引导至气缸，以产生先导所要求的运动。流向任何气缸的流量都不能超过其缸筒横截面积乘以冲程，对于小型控制气缸，最大值为几立方英寸(用 61 表示)

控制运动的弹簧复位阶段中的油缸冲程不使用液压供应，而是通过软管 77、阀 62 和回油歧管 78 将先前供应的油从油缸返回到液压油箱 63。

当供应到控制缸的总油足以降低蓄能器 72 中的压力时，泵/马达 70 重新启动并运行，直到蓄能器 72 再次填充到开关 73 的上部设置并停止所述泵/马达。控制线路 79 将阀 62、油缸 61 和控制元件连接在飞行员手中。

驱动所述襟翼控制缸和所述缸的反馈元件的控制线路的液压油在枢轴 33 附近进入翼型 6，或者可以通过使所述轴中空而进入。

所给出的描述是可用于实现本发明的手段的例子，并且不应被解释为限制性的，而仅仅是说明生产实用的、经济的和安全的飞机的一致计划。

对于本领域的技术人员来说显而易见的是，在不脱离本发明的范围或精神的情况下，可以对本发明的前述方法和设备以及本发明的前述方法和设备的构造进行各种修改和变化。因此，本发明旨在覆盖本发明的修改和变化，只要它们在所附权利要求及其等同物的范围内。

我声称：

1.一种垂直起降飞机，包括：围绕中心定位的管道风扇大致径向对称的机身，该管道风扇从所述飞机上方吸入空气，并通过由延伸到机身周边的上板和下板限定的管道向所述飞机的外周大致水平地排放所述空气；多个弯曲的气流改向叶片，其可枢转地安装在所述导管内，位于所述风扇排放口的外侧并与之相邻，并且可调节以将所述风扇排放口改向成基本径向的气流；

多个限流叶片，其枢转地安装在所述导管中，位于所述气流重定向叶片的外侧并与之相邻；

大致圆形的机翼，该机翼包括多个类似的翼型部分，这些翼型部分以这样的关系枢转地安装在所述导管的排气装置中，使得所述排气装置大致均匀地在所述机翼的翼型部分的上方和下方流动；

控制装置，用于可操作地连接和控制所述翼型段的相对定位；

所述圆形机翼翼段装备有自动展开和缩回的扰流器；

55

60

65

所述圆形机翼翼段装有分离襟翼。

2. 根据权利要求1所述的飞行器，其中：控制装置包括通过操作者从手的手腕和拇指运动来控制所述翼型元件的定位的装置。

3. 根据权利要求1所述的飞行器，其中：管道风扇提供回转效应来稳定飞机。

4. 根据权利要求1所述的飞机，其中：空气“切断叶片安装在”风扇进气管中。

5. 根据权利要求1所述的飞行器，其中：发动机空气通过所述导管的进气口进入风扇，并由此穿过所述管道风扇的底板中的开口。

5.170.963

8. 那个。根据权利要求1所述的飞行器，其中：所述飞机的水平航向由连接到所述变向叶片的脚踏板控制。

9. 根据权利要求1所述的飞行器，其中：所述飞机的“向前推进”由飞机“周边”周围排放空气的选择性再分配控制，方法是。所述流动限制叶片。

10. 飞机。的。索赔。7，其中：所述分离襟翼被控制以“增加阻力”，从而在悬停期间控制侧向驱动。

11. 根据权利要求1所述的飞机，其中：控制器是电动液压的，与。位置敏感反馈传感器连接到“驱动元件”。

12. 。根据权利要求1所述的飞机，其中：所述控制器是伺服液压的。

13. 飞机。的。索赔。1，其中：断电保护装置使风扇自由旋转，直到需要在触地时提供升力。

↓↓↓↓↓↓

25

30

35

40

45

50

55

60

65



US005178344A

美国专利[193

Dlouhy

[11]专利号:

5, 178, 344

[45]专利日期:

Jnn. 12, 1993

[54]垂直起落飞机

外国专利文件

[76]发明人: 瓦茨拉夫·德劳伊, 弗里茨奇街 6561 号,
哥伦比亚, Md. 21045

51624 8/1274 澳大利亚 244/23 摄氏度
882177 12/1271 加拿大 244/12.2
1406518 1/1662 美联储。德国代表 244/12.4

[21] 应用。不, ; 759, 515。

主考官——小约瑟夫·彼得斯
助理审查员——安妮·彼德维尔
律师、代理人或公司——莫顿·罗森伯格; 大卫·克莱因

[22] 归档: 1991 年 9 月 13 日

[57]摘要

[51] Int, CU B64C 29/00

[52] 美国 CI 244/12.2; 244/12.4;

244/23° C; 244/73 B

[58]搜索字段 244/12.1, 12, 2, 12.4,

244/23 C, 26, 73 B, 73c; 416/108, 110, 111,
119

提供了一种垂直起落飞机(100), 其具有至少部分设置在机身(1)下方的多个转子叶片组(2)。飞机由旋转的转子叶片组(2)产生的推力垂直推进, 并由吸力产生的空气动力升力增强。吸入气流(A)的至少一部分从机身(1)的上表面转移, 产生低压区域。设置在机身(1)下方的转子叶片(2)部分产生的负压或吸力导致空气柱朝向机身底面(205)的中心部分向上加速。向上的气流(R)接触机身底面(205), 并穿过该底面流向相应的旋翼叶片(2), 产生与机身(1)的下表面(205)并列的高压空气层。机身(1)上表面和下表面之间的压差提供了空气动力升力, 增加了旋翼叶片(2)产生的推力。

[56]引用的参考文献

美国专利文件

D.171.509 2/1195 Lightbourn. 244/23 摄氏度

^■401.461 1211 '721 chaddock 244/26

伯格曼 416/111

2.081, 381 5/1123 Oehmicen 244/26

2, 646, 130 7/1125 Udelman 416/110

3, 031, 157 4/1962 Varden 244/12.4

3, 026, 047 小 7/166 • 邓恩 244/26

3, 167, 273 1/1965 Calderon 244/12.4

3,614,030 10/1971 Moller..... 244/23 C

3,752,412 8/1127 Richter 244/23 C

4,023,751 5/1127 Richard 244/23 C

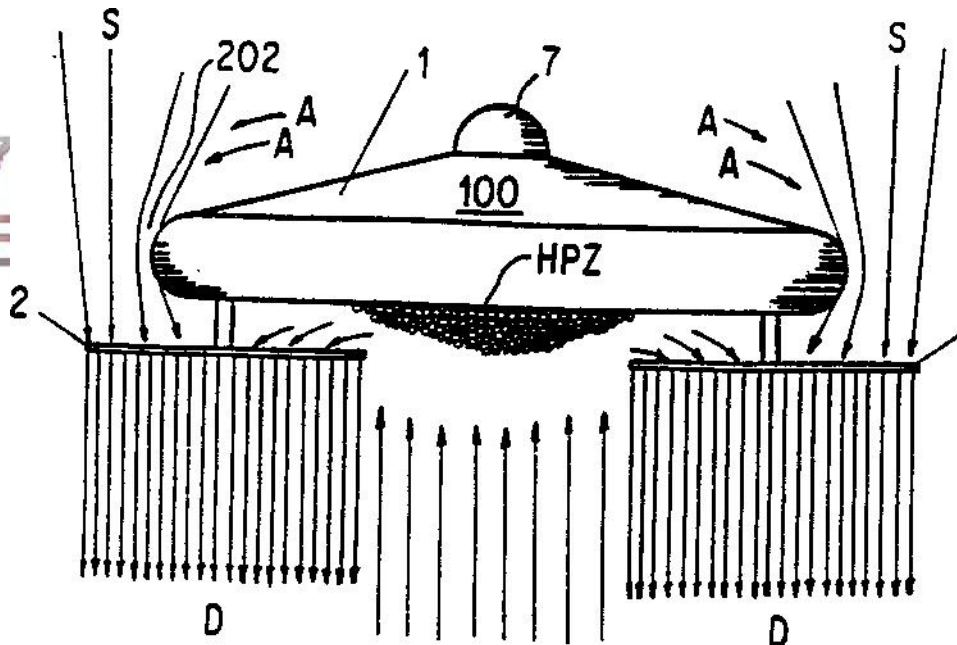
4,457,476 7/1124 Andresevit 244/23 C

4, 426, 224 9/1124 克利夫顿 244/12.3

4, 757, 622 7/7928 赠款 244/12.3

21 项权利要求, 6 张图纸

QQ47
ONE



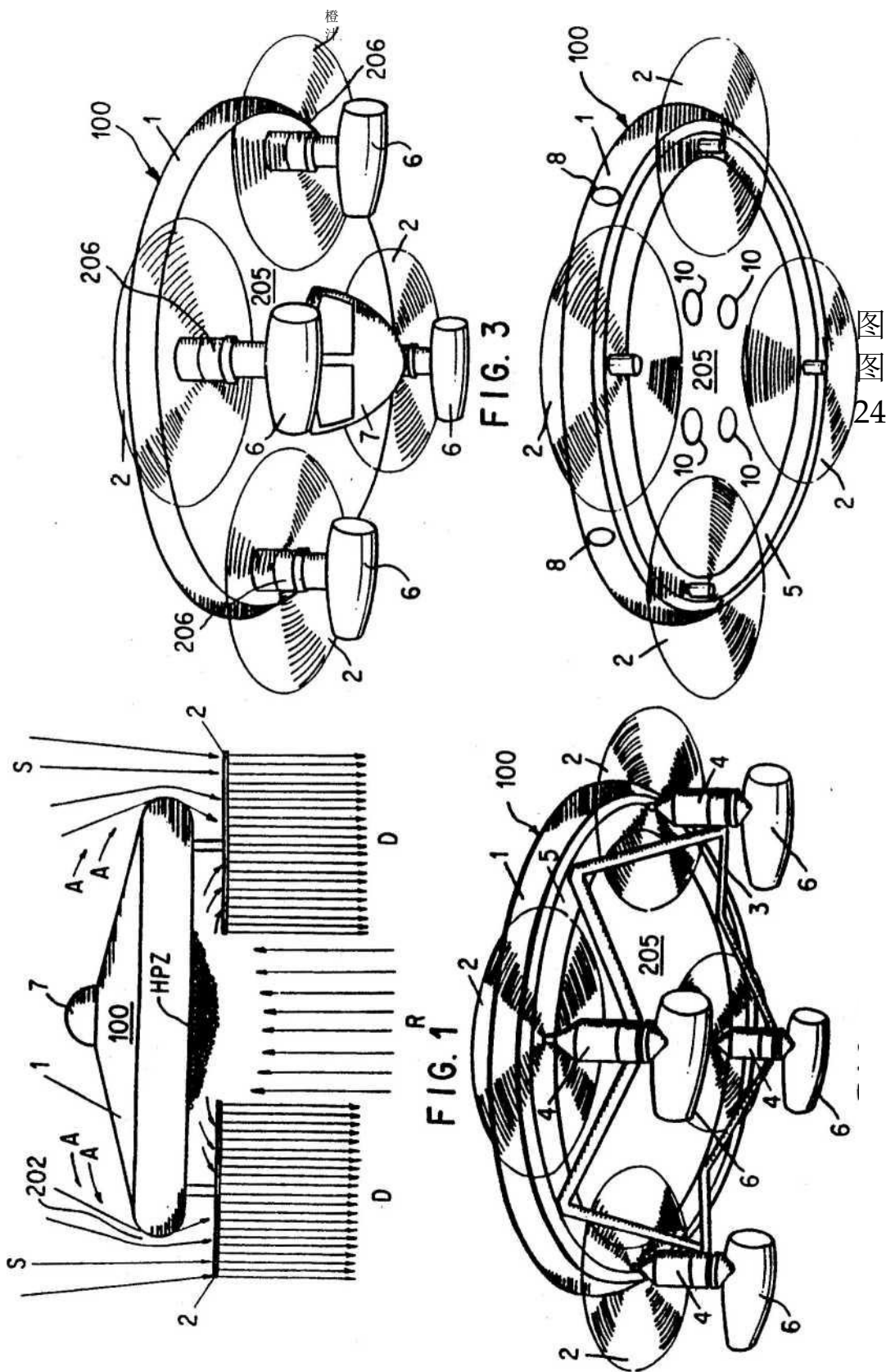


图 24

FIG. 3

FIG. 1

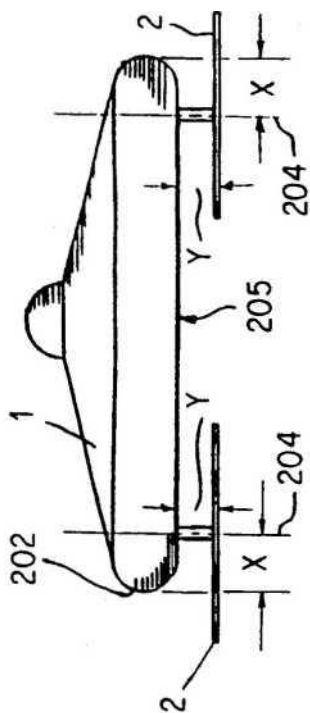


FIG. 7

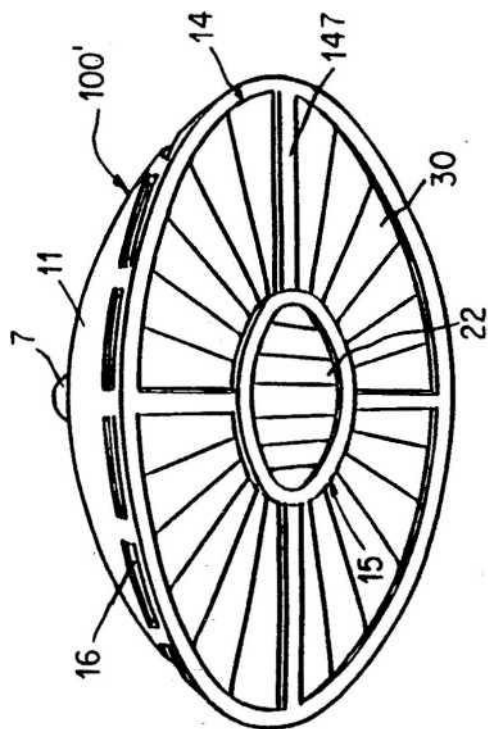


FIG. 8

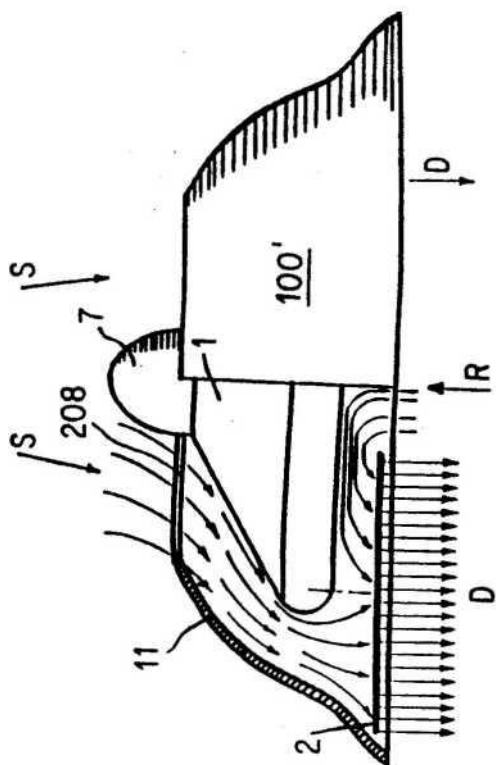


FIG. 5

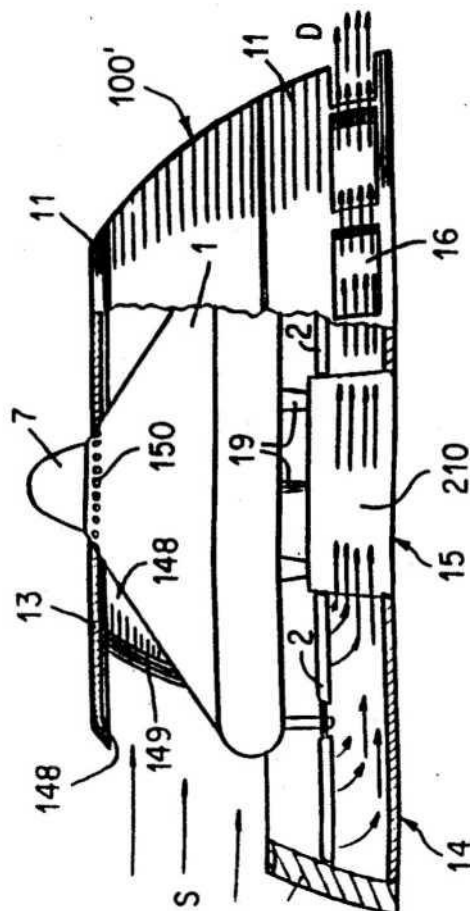


FIG. 6

QQ475725346

禁止转载

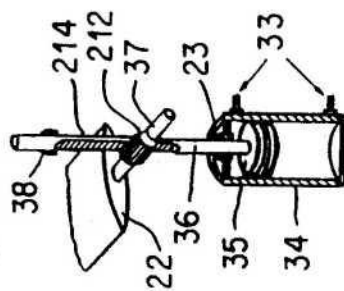
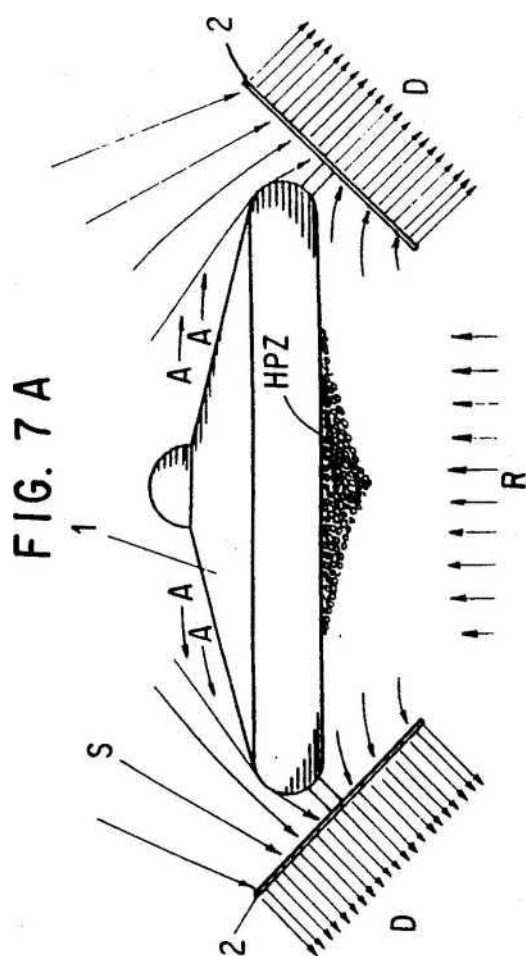
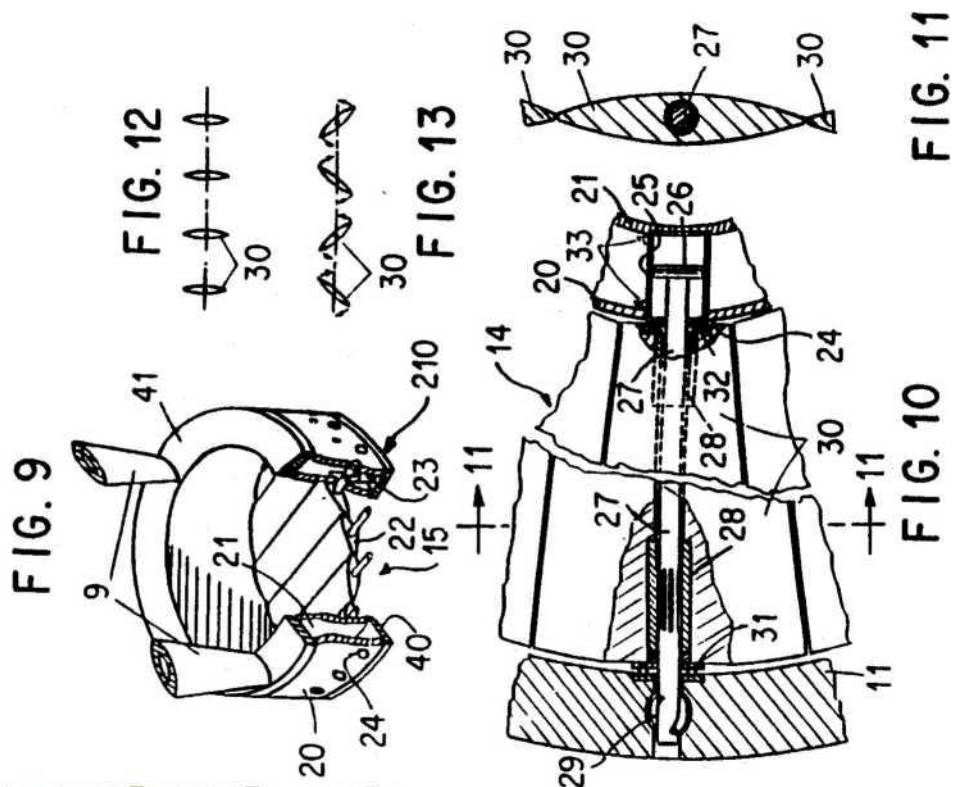


FIG. 14



QQ475725346
ONE OR ET

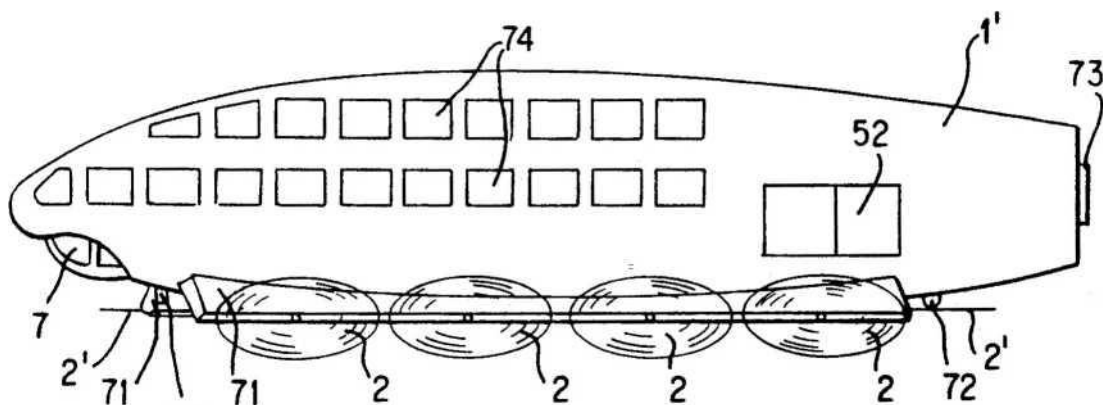


图 15

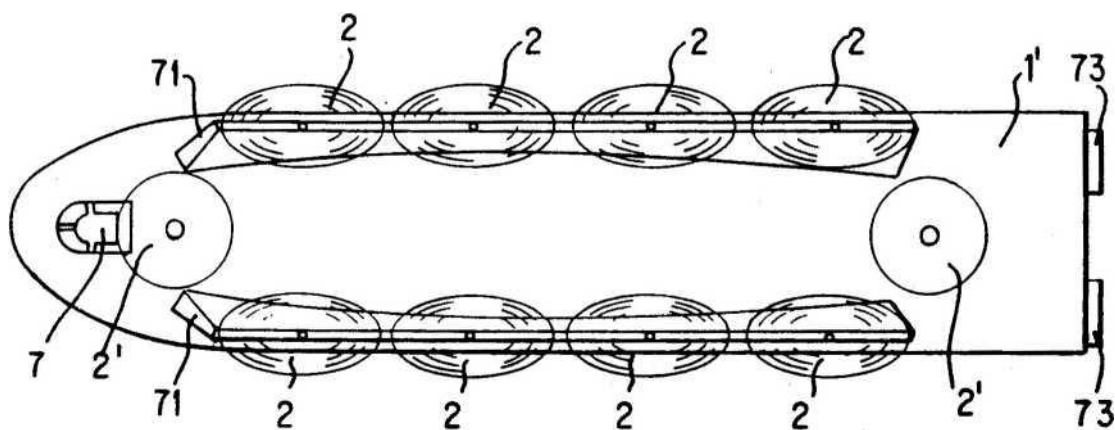


图 16

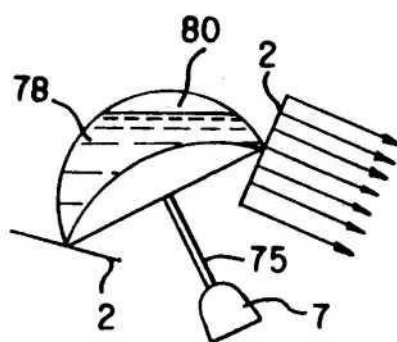
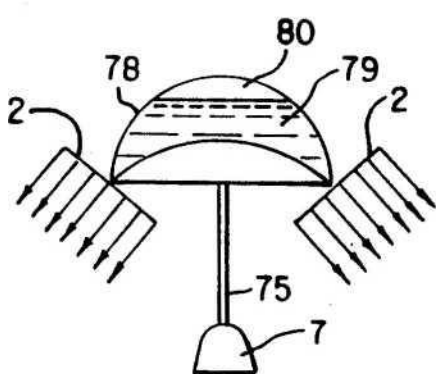


图 19 图 20

QQ475725346

禁止转载

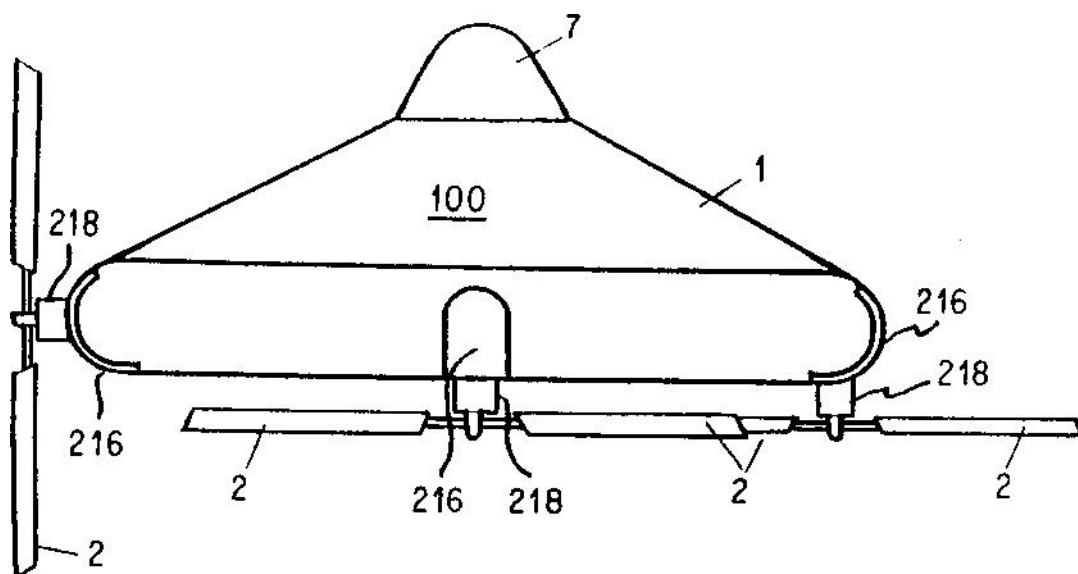


图 17

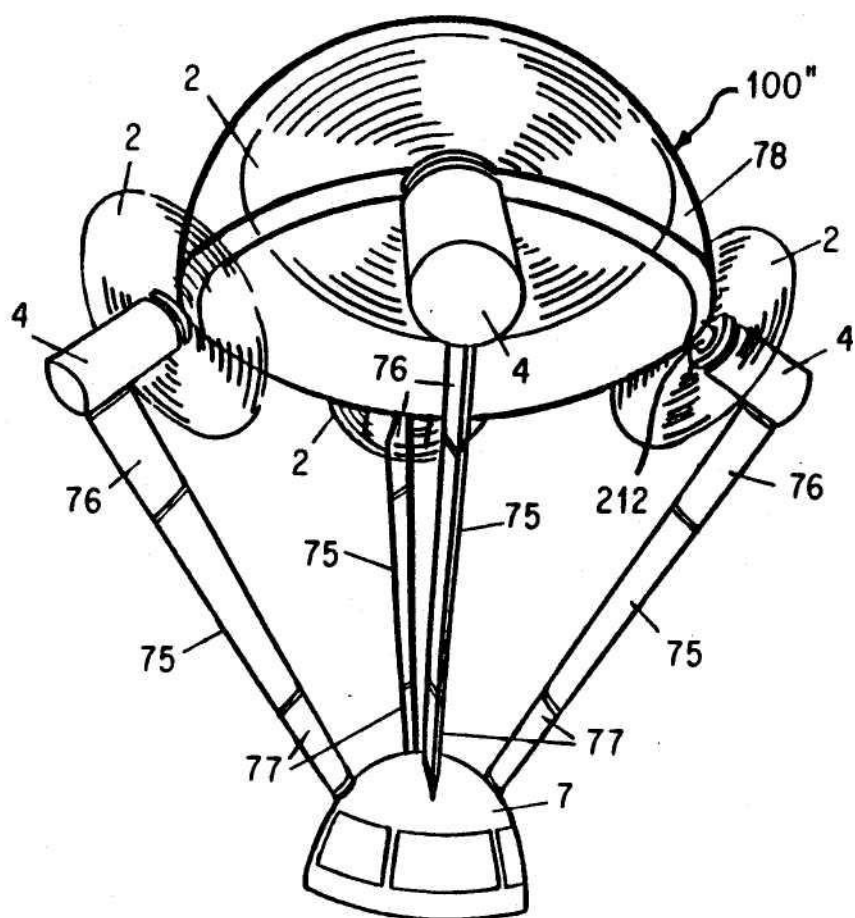


FIG. 18

QQ475725346

禁止转载

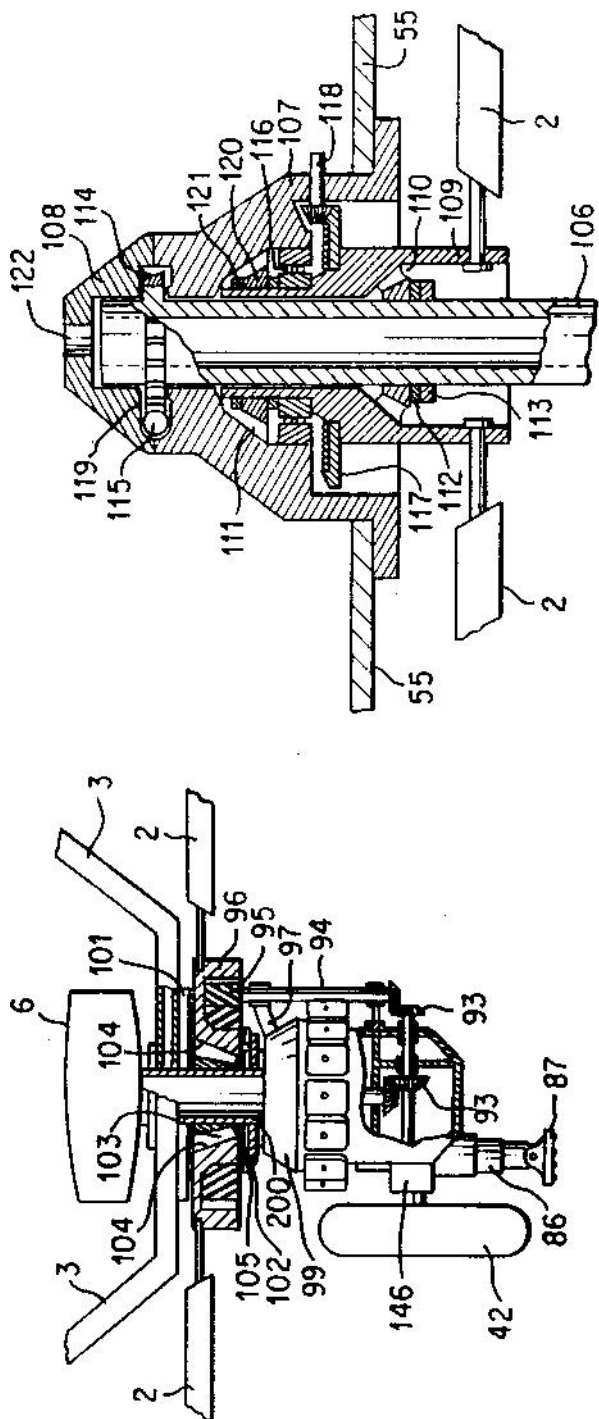


FIG. 21

FIG. 22

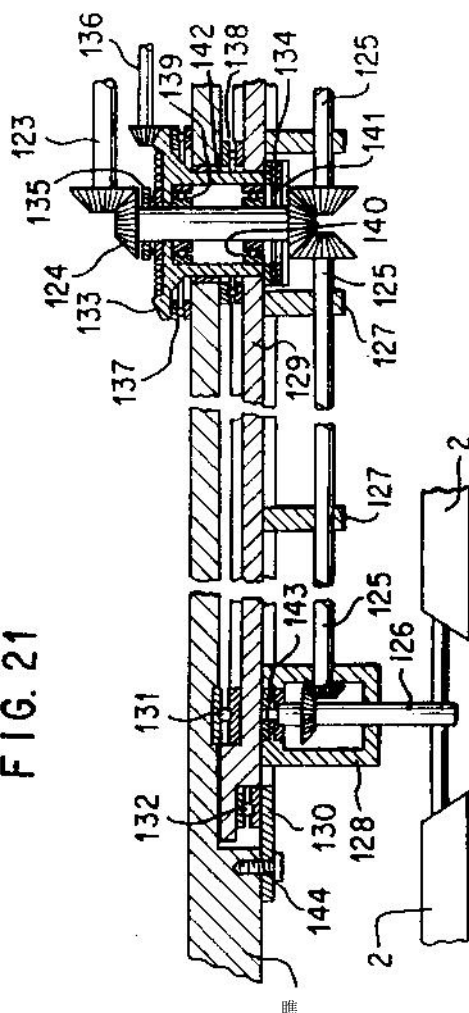


图 23

垂直起落飞机

发明背景

1. 发明领域

本发明涉及用于垂直起飞和着陆的飞机系统。特别地，本发明涉及一种垂直起落飞机，其垂直推力由吸力产生的空气动力升力增加。此外，本发明涉及一种垂直起落飞机，该飞机具有多个旋翼，这些旋翼在机身的一部分下方延伸，用于从那里向下排出空气。更具体地，转子叶片吸力侧上的一部分气流从机身上方转移，用于在机身上方产生低压区域 15。吸入气流的剩余部分从机身下侧的中心部分被吸入，从而产生上升空气的上升气流，该上升气流被转子叶片吸力加速，以接触机身底面并在其上流动，从而产生与其并列的高压区域。机身上表面的低压区和底表面的高压层共同提供了空气动力升力。

2. 现有技术，

垂直起落飞机在本领域是众所周知的美国专利公开了申请人已知的最佳现有技术。第 1405, 035 号；1, 816, 707；3, 752, 417；3, 117, 747；3, 054, 578；3, 525, 485；3, 172, 116；30 3, 424, 404；3, 372, 891；4, 187, 999；4, 941, 628；2, 967, 029；4, 202, 518；3, 829, (043；2, 308, 477；3, 514, 053；2, 912, 188；3, 155, 342；3, 199, 809；3, 633, 849；3, 767, 141；3, 414, 077；2, 922, 277；3, 278, 138；3, 284, 027；3, 469, 804；还有，3, 632, 065。

在一些现有技术系统中，例如美国专利中公开的系统。第 1, 405, 035 号公开了能够垂直上升和下降的飞机。在这样的系统中，可以安装转子。机身下方，为垂直上升或控制垂直下降提供提升动力。然而，这种系统没有公开或建议使用吸力产生的空气动力升力来增加升力推力。

在其他系统中，例如美国专利中公开的系统。编号 1, 816, 707 或 3, 752, 417，垂直起飞和着陆-45 通过螺旋桨产生升力成为可能。旋翼叶片布置在机身中形成的管道状结构中，用于向下引导气流以产生用于提升飞机的推力。这里，这种风扇并没有如本发明所提供的那样通过吸力产生的空气动力升力来增强。

在美国专利中所示的另一个现有技术系统中。2, 912, 188 号发动机推力输出为。在水平和垂直方向之间选择性地改变。然而，重量与升力之比低得令人难以接受，油耗和噪音水平也很高。如先前参考文献所述，垂直推力不会因吸力产生的气动升力而增大。

发明概述⁶⁰

提供了一种垂直起落飞机，其具有机身，该机身的上表面下方旋转驱动，用于产生吸力产生的空气动力升力。面和下表面一起形成限定升力体的预定表面轮廓。垂直起落飞机还包括至少一个连接到机身下表面的推进组件 65，用于通过(1)从并列区域排出空气来使飞机沿基本垂直的方向移动

和(2)排出空气，以便与机身下表面的中心部分接触。因此，低压区形成在机身上方，高压区形成在机身中央下表面部分附近，以产生空气动力升力。

附图简述

图 1 是垂直起落飞机的示意图；图 2 是垂直起落飞机第一实施例的一种结构的透视图；

图 3 是垂直起落飞机第一实施例的另一种结构的透视图；

图 4 是垂直起落飞机第一实施例的第二替代构型的透视图；

图 5 是垂直起落飞机的第二实施例的示意图；

图 6 是垂直起落飞机第二实施例的局部剖视图；

图 7 是垂直起落飞机的示意图，显示了尺寸关系；

图 7A 是垂直起落飞机的立面示意图，示出了以预定角度倾斜的旋翼；

图 8 是垂直起落飞机第二实施例的透视图；

图 9 是垂直起落飞机第二实施例的上升气流导向结构的放大详图；

图 10 是用于下洗空气通道的封闭系统的放大详图；

图 11 是沿着图 11 的剖面线 11-11 截取的百叶窗面板的剖视图 10；

图 12 是处于打开状态的百叶窗面板的示意图；

图 13 是处于部分关闭状态的百叶窗的示意图；

图 14 是回风百叶窗伺服系统的放大详图；

图 15 是正视图。具有细长机身的垂直起落飞机的一个实施例；

图 16 是图 1 的垂直起落飞机实施例的仰视图 15；图 17 是具有可枢转发动机单元的垂直起落飞机的第一实施例的正视图；

图 18 是四分之一。具有凹形机身底面的垂直起落飞机的实施例；

图 19 是图 1 实施例的垂直起飞和着陆的推力矢量的示意图 18；

图 20 是图 1 的垂直起落飞机实施例的示意图 18 显示水平飞行的推力矢量；

图 21 是发动机安装结构的局部剖视放大详图；

图 22 是转子驱动和水平推力发动机支架的放大截面详图；还有，

图 23 是转子驱动和回转组件的放大截面详图。

优选实施例的描述

参考附图，示出了垂直起落飞机 100，其具有至少四个转子叶片组 2，转子叶片组 2 在机身 1 的至少一部

将在以下段落中看到。垂直起落飞机 100 特别针对提供一种飞机和推进系统组合的概念，其中发动机推力通过用于在垂直方向推进飞机的空气动力升力来增加。增加的升力是推力产生和由转子叶片 2 吸入的空气的流体流动路径的副产品。机身 1 的轮廓是升力体的轮廓，使得在过渡到水平飞行时，足够的空气在机身表面上移动，以产生传统的空气动力升力。借助于升力体机身轮廓，飞行器由此从发动机承载升力过渡到相当于机翼承载升力。

水平推进可通过以下动作产生：

1. 将禁止转载垂直推进单元倾斜到水平方向；
2. 通过应用禁止转载水平推进装置；
3. 推力垂直推进装置的转向：和/或；
4. 通过为吸入罩提供排出和吸入孔以及节流和关闭装置，在水平方向上引导吸入和排出空气。

尽管不限于军用或商用飞机应用，垂直起落飞机 100 特别适于在标准固定翼飞机无法到达的选定地点之间运送乘客，同时提供比利用直升机更安全、更高效和更高速的运输。所公开的吸力产生空气动力升力的原理适用于各种各样的飞机设计和结构，每一种都特别适用于各自的预期应用，例如搜索和救援、监视、商业货运、商业客运服务等。

一旦飞机 100 定位在期望的飞行高度，提供用于产生垂直升力的旋翼叶片 2 和使用喷气发动机进行推进，为在城市间机场起飞和着陆提供了显著的优势。由于喷气发动机不用于起飞或着陆，飞机发出的噪音较低。由于旋翼叶片 2 在机身 1 下方延伸，热的发动机废气可以被导向旋翼叶片，在冬季起到除冰的作用。

垂直上升到巡航高度以及垂直着陆基本上消除了与传统飞机的高速起飞和着陆相关的危险，这在现有技术中已有很好的记录

大幅降低的另一个危险是风切变气流的出现。由于本发明构思的主题垂直起落飞机以垂直位移的方式穿过风切变气流，这可以通过单个旋翼的推力重新调整来补偿风切变的影响。如本领域所知，当附着的传感器检测到垂直起落飞机的水平姿态或预设的上升或下降速度的偏差时，这可以由处理器和计算机自动完成。此外，在已知的飞机中，撞击并吸入鸟类或其他飞行物种是一个缺点。以上述方式，垂直起落飞机减少了鸟类或其他飞行物种进入或碰撞的可能性。显然，通过使用本发明的垂直起落飞机，与多架飞机在同一跑道上相撞相关的任何问题都将大大减少。

现在参考图 1 和 2 参考图 1 和 7，示出了相对于垂直起落飞机 100 产生的气流模式的示意图。转子 2 由禁止转载动力源驱动，例如来自涡轮或活塞操作的发动机。旋转轴

204 对于每组旋翼桨叶，2 位于距机身外围边缘 202 的距离 X 处

1. 旋翼叶片 2 设置在离机身 1 的底面 205 距离为 Y 的位置。选择尺寸 X 以提供延伸超过机身外围边缘 202 的旋翼叶片 2 的足够部分，以便从机身表面上方吸入足够的气流，用于在那里产生低压区域。类似地，转子叶片 2 相对于机身 1 的底表面 205 的位置由尺寸 Y 限定，以充分产生足够惯性的向上定向的空气柱 R，以接触底表面 205 并在其上朝向相应的一组转子叶片 2 流动。如果转子叶片 2 设置得太靠近底面

205 同样，如果旋翼叶片 2 被设置在距机身 1 的底表面 205 大于预定距离的位置，那么太少的吸入空气将接触机身底表面 205，从而不能产生产生增大的气动升力以增大旋翼叶片产生的推力所需的必要高压区域。

由吸力产生的空气动力升力的新概念利用了由旋翼叶片 2 与机身 1 结合产生的气流模式。通过从机身上表面排出空气，这在飞机将要被排出的方向上产生了低压区。朝向机身中心部分的高速空气 R 由用于飞机 100 的多组旋翼叶片 2 引起。然而，应当理解，可以使用三个转子，尽管当使用四个转子布置时，控制被简化并且安全性被增强。高速空气 R 的主要部分将具有足够的惯性来接触底面 205 并在其上形成高压层。机身周边边缘 202 附近的吸入气流 S 被转移，从而产生机身上表面上方的空气 A 的转移。通过这种方式，空气被吸入气流 S。借助多组转子叶片 2 及其回转(将在以下段落中描述)，在机身上方产生低大气压的环形空间，在转子 2 下方产生排出气流 D 的环形空间。同样地，布置在机身下方的转子叶片部分的抽吸作用引起抽吸气流 R。抽吸气流 R 的抽吸压力是所有转子叶片组 2 的乘积，其为气流提供足够的加速度和惯性，用于在下机身表面 205 的中心区域产生高压区。

在没有回转的各种类型的飞机中，为了减小转子尖端之间的间隙，转子的数量可能比四个更理想。这无疑将通过限制气流之间的泄漏来提高吸力产生的升力的效率

不同的压力和方向流量。通过转子的旋转可以基本上完全消除泄漏。

在没有吸入罩的飞行器上,旋翼的旋转可以在上升或悬停时使用。在水平飞行期间,环形板 5 可以锁定在固定位置,以使旋翼 2 能够控制飞行动作。

更详细地参考图 1 图 1 示意性地示出了气流及其对机身的影响。旋翼 2 的吸力作用产生气流 S 和 R,旋翼 2 在机身下方基本上等距间隔,并且如图所示邻近外围

上升的气流 R 撞击并沿垂直向上的方向推动机身 1。气流 S 沿垂直向下的方向向转子 2 移动,对转子 2 的屏蔽部分的任何吸力和力起屏障作用。转子 2 从机身下方的中心区域排出或吸入空气。气流 S 通过转子 2 的突出部分施加的吸力在机身 1 20 的外围形成。机身 1 的外围。

回转在环形空间的整体轮廓中形成围绕机身 1 的气流 S 和 D。如图 1 所示,气流 S 通过沿方向 A 移动或吸入空气来降低机身 1 上方的大气压力。1.旋翼 2 的屏蔽部分的抽吸作用从机身 1 下方的中心区域抽吸空气。如图所示,在向下的气流 D 之间,空气立即被从下方被大气压力排出的空气所取代。\\lang 1033 \\f 6527

上升的气流 R 在被转子 2 转移或吸入之前撞击并碰撞机身 1 的底部。

碰撞在机身 1 下方形成了一个高压区 HPZ 35。只要转子 2 产生吸入位移,就存在高压区。。转子 2 的叶片可以具有在传统螺旋桨系统中已知的可调螺距。为了。控制与 40 飞机悬停和下降相关的飞行动作。

旋翼 2 与机身 1 的距离是预定的尺寸,使得上升气流保持在其峰值压力值。当距离过大时。转子 2 的屏蔽部分 45 的抽吸作用将从各个方向抽吸空气,并且来自中心区域的抽吸作用将具有较弱的效果。当距离太小时,空气量将不足以使转子 2 的屏蔽部分正常工作。

50

应当理解,提供高压区 HPZ 的图形表示仅仅是为了显示高压区的位置,而不是表示高压区的界限或轮廓。

现在参考图 2 图 7A 示出了相对于垂直起落飞机 100 产生的气流模式的示意图。在该图示中,转子 2 倾斜或倾斜到 45 度的位置。倾斜旋翼以引导来自飞行器中心上方区域的吸力流更有效地降低飞行器上方的空气压力。机身上方的气压降低,在上升过程中对飞行器位移的阻力减小。由于 65° 上升气流的较大通道,高压区 HPZ 大于或大于具有转子 2 旋转水平面的飞行器

很明显,转子在离地面一段安全距离后会倾斜。这种飞机必须在水平飞行或着陆启动前回到水平位置。

现在参考图 2 参考图 2,示出了垂直起落飞机 100 的第一实施例,该垂直起落飞机 100 具有碟形机身 1,该机身 1 具有基本平坦的底面 205,子机身框架 3 悬挂在底面 205 上。驱动旋翼叶片 2 的垂直推力发动机 4 安装在副机身框架 3 上。此外,副机身框架 3 支撑多个水平推力发动机 6。在这个特定的实施例中,飞行员座舱 7 位于机身的上部,如图 1 所示 1,或者可替换地,可以连接到底面 205,或者由副机身框架 3 支撑,从而与机身 1 分离。

副机身框架 3' 固定地连接到环形板构件 5,该环形板构件 5 设置在机身的底面上。环形板构件 5 可相对于机身 1 的底面 205 旋转移位,使得推进系统 4 和 6 相对于机身的中心垂直轴线旋转

1. 因此,通过围绕由板构件 5 限定的圆形路径旋转转子叶片 2 的旋转轴线,围绕中心吸入区产生连续的环形空气帘,其引导气流。子机身框架 3 可以直接连接到底表面 205,而不使用环形板 5。这可能是。如果某一特定飞机不需要增加升力,并且简化总体设计是优选的,

那么就这样做。当机舱安装到副机身框架 3 时,可能需要这种连接,以避免飞机操作者暴露于离心力,如果使用回转,则会发生离心力。除了由转子叶片 2 产生的推力之外,由发动机 6 产生的推力可以垂直导向,以增加垂直升力。发动机 6 的推力可以通过推力矢量、发动机的枢转或其组合来引导。虽然发动机 6 被描述为喷气式发动机,但是显然也可以使用其他推力源。

在过渡到水平飞行时,垂直推力发动机 4 的推力减小,而水平推力发动机 6 的推力在与期望的飞行方向对准后增加。

从垂直飞行到水平飞行的过渡需要精确控制多个转子叶片 2 的转速及其螺距,同时增加来自水平推力发动机 6 的推力。当需要使飞机相对于水平面成一定角度时,这个过程就变得更加复杂。显然,当发动机相对于机身 1 处于特定位置时,由特定发动机提供推力的发动机推力的手动控制是不切实际的。因此,这种控制由计算机系统处理,其中发动机 4 和 6 的推力根据它们在机身 1 周围的相对位置而变化,响应飞行器飞行的选定方向。类似地,转子叶片的桨距和相应发动机的转速根据飞机将要定位的桨距、偏航和倾斜角而变化,或者为了将飞机保持在水平面上而变化,尽管大气条件发生变化,否则可能会干扰飞机的定向。

现在转到图 2 参考图 3,示出了飞机 100 的替代配置。在这种结构中,旋翼 2 的动力源位于机身内

QQ475725346
一个或一个以上

1, 并且可以是驱动所有转子叶片组 2 的单个动力源, 或者是用于每个垂直推力系统的单个动力装置。每个水平推力发动机 6 由各自的吊架 206 支撑, 吊架 206 为各自的 5 个转子叶片 2 的驱动元件提供动力。

现在参考图 222, 示出了用于水平推力发动机 6 的转子驱动组件和枢轴支撑。转子叶片 2 可枢转地连接到轮毂 109 上。出于简化的目的, 在该图中省略了用于转子叶片 2 的桨距调节机构, 因为这种机构在螺旋桨叶片的桨距调节领域中是众所周知的, 所以不需要详细讨论这种机构。动力通过连接到驱动轴 118 的斜小齿轮从中心动力源传递, 用于与固定连接到轮毂 109 的斜环形齿轮 117 啮合。水平推力发动机 6 由空心轴 106 支撑, 空心轴 106 通过连接到轴 106 的齿轮 114 旋转。蜗轮 115 连接到伺服电机(未示出), 用于控制轴 106 的位置, 从而控制来自发动机 6 的推力所指向的方向。用于发动机 6 的燃料管线和控制电缆穿过形成在齿轮盖 108 中的开口 122, 并穿过形成在轴 106 中的中空通道。毂 109 由轴 106 通过斜环 112 和轴承 110 枢转地支撑, 由调节装置 113 固定。轮毂 109 通过滚珠轴承组件 116、斜环 120 和相应的轴承 111 枢转地支撑在转子驱动壳体 107 内, 轴承 111 由端板调节装置 121 固定。旋翼驱动箱 107 固定到机身结构件 55 上(为了清楚起见, 省略了机身 35 的底面 205)。

现在参考图 2 图 4 示出了垂直起落飞机 100 的另一种结构。在这个变体中。用于提供垂直和水平推力的发动机封闭在机身 1 内。水平-40 水平推力发动机围绕机身 1 的周边等距分布, 具有延伸穿过其中的各自的排气喷嘴 8。禁止转载垂直推力动力源的进气口形成在机身 45 的上表面(未示出), 使得飞机 100 能够在充满灰尘的环境中运行, 例如在沙漠或其他沙地环境上方的低空飞行期间。

为了使飞机 100 垂直爬升到 50° 的极高高度, 否则利用旋翼桨叶 2 是无法达到的, 因为空气密度不足以产生必要的推力, 飞机 100 可以配备多个具有喷嘴 10 的火箭发动机, 喷嘴 10 延伸穿过机身 1 的 bot-55 tom 表面 205。火箭发动机对称地位于机身的中央部分, 以增加必要的推力, 将飞行器推进到所需的高度。

转子叶片 2 通过延伸穿过环形可旋转板 5 的轴连接到动力源 60, 用于转子组件的旋转。

可以理解的是, 这种类型的飞机也可以设计成没有回转和没有环形板 5, 如图 6 清楚所示 3 以减少飞机装配的复杂性, 并进一步减少任何灰尘缺点。

现在参考图 2 图 5 示出了垂直起落飞机 100' 的气流模式, 其中机身

I 被封闭在抽吸罩 11 内。外罩 11 围绕机身 1, 在上部形成开口 208, 飞行员座舱 7 通过该开口伸出。吸入气流 S 穿过的环形空间由开口 208 和机身 1 限定。如前所述, 由转子叶片 2 产生的吸力在机身上方产生低压区域, 在这种情况下在开口 208 上方。如前所述, 吸力产生的空气动力升力是由机身上下表面之间的压差产生的, 高压区由设置在中心的气流柱形成, 该气流柱与机身底面的中心部分并列形成高压空气层。因此, 由开口 208 上方的低压区域和机身 1 下方的高压区域产生的吸力产生的空气动力升力增加了向下气流 D 的推力。

现在参考图 1 和 2 参考图 5、6 和 8, 示出了垂直起落飞机 100', 其具有适于利用来自旋翼 2 的推力进行水平和垂直飞行的吸入罩 11。利用转子的推力在非垂直方向推动车辆的最简单方法是改变相对转子之间的推力平衡。因此, 通过减小靠近期望飞行方向的旋翼推力, 并在直径相对的位置增加旋翼推力, 飞机 100' 将向下倾斜, 并在水平方向上被推进。在计算机控制下, 通过

常规方法调节转子叶片 2 的螺距, 可以容易地在多个转子之间产生不同的推力。一旦飞机的姿态改变, 旋翼的推力就被有效地导向, 所有这些都可以被控制, 以将飞行器推向期望的方向。图中所示的飞机 5 只靠旋翼的推力和吸力产生的空气动力升力就可以在空中飞行。该实施例飞机的使用可限于举升和悬停, 如用于飞行起重机, 以及用于短途旅行。

在一个优选的布置中, 如图 1 和 2 所示如图 6 和 8 所示, 外罩 11 适于改变转子 2 的气流路线, 以便在基本上非垂直的方向上推进车辆。为了获得这种气流, 在水平飞行过程中必须使用旋翼 2 的回转, 以保持旋翼下方的空气处于高压

2. 这里, 具有处于关闭位置的关闭装置 14 和 15 的外罩 11 再次限定了提升体, 用于当飞行器在非基本垂直的方向上推进时为飞行器提供空气动力提升。斗篷

II 通过设置在外罩 11 底部的多个结构构件 147 和类似地设置在上部的多个结构构件(未示出)连接到机身 1。罩 11 的下部设置有多数排放孔 16, 来自转子的下洗气流通过这些排放孔排放, 以产生水平方向的推力。排放孔 16 选择性地与排放开口区域的关闭同步地打开, 排放开口区域位于外罩和返回气流引导结构 210 之间, 位于机身下方的中心, 将在以下段落中进一步描述。转子叶片 2 下方的罩中的环形开口设有封闭件

装置 14, 具有多个挡板 30, 允许推力从垂直方向逐渐转移到水平方向。类似地, 进气口 148 可以通过伸缩板 149 选择性地打开, 以允许吸入气流从行进方向进入。与下排放口的情况一样, 上罩开口 208 设有与关闭装置 14 结构相似的关闭装置 13。

在从悬停到水平 10° 飞行的过渡过程中, 旋翼的推力必须暂时增加, 以便为开始水平飞行提供额外的推力。

一旦处于基本上非垂直的飞行方向, 就不需要上升的空气直接向上通过由结构 210 限定的罩 11 的中心部分。上升气流引导结构 210 通过多个结构构件 19 连接到机身, 并且装配有关闭装置 15, 该关闭装置 15 具有多个挡板 20 面板 22, 用于在使用排放孔 16 时关闭由此限定的开口。

完成回转的力学如图 23 所示, 其中转子 2 的动力由输入轴 123 提供, 输入轴 123 通过锥齿轮装置与小齿轮轴 124 的一端连接 25。斜齿轮用于通过多个水平轴 125 分配来自小齿轮轴 124 的相对端的动力, 每个水平轴 125 优选通过斜齿轮装置驱动地连接到相应的转子轴 126。每个水平驱动轴 125 由适当的轴承支撑。设置支撑元件 127。在回转板 129 上成平行间隔关系。转子轴 126 由轴承 35 支撑, 并延伸穿过转子壳体 128, 转子壳体 128 连接到回转板 129。

小齿轮轴 124 可旋转地支撑在中空的倾斜环形齿轮组件 133 内, 该组件 133 又由机身结构构件 40、55 可旋转地支撑。齿圈组件 133 由结构构件通过轴承构件 137 和 142 支撑, 轴承构件 137 和 142 分别连接在它们之间。小齿轮轴 124 由止推轴承 134 和 135 以及轴承 139 和 140 支撑。

45

回转板 129 固定连接到中空的斜环形齿轮组件 33 上, 并通过轴承 131、132 和 138 支撑到结构件 55 上。轴承 131 和 138 提供了回转板 129 和结构件 55 之间的直接界面, 而轴承 132 通过其与回转轴承盖板 130 的界面支撑回转板 129, 回转轴承盖板 130 通过紧固件 144 连接到结构件 55。因此, 回转板 129 由中空斜环形齿轮组件 133 旋转驱动, 该组件由驱动轴 136 驱动, 从中央动力源提供动力, 但转速低于驱动轴 123 的转速。

图 1 和 2 所示的布置图 6 和图 8 提供了 60° 独特的新机动特性, 这在目前的飞机中是未知的。这种新的机动特性允许减速、终止、位移和在相同高度沿相同路径向后飞行。这种操纵可以通过使吸入气流和排出气流的方向反转 65° 来实现, 同时通过元件 13、14 和 15 相对于变化的速度来调节动作, 以便保持飞机的相同高度和姿

态。这种新的机动能力可用于民用飞机, 作为避免与另一架飞机或建筑物碰撞的最后机动动作。雷达警报会自动启动规避动作, 这可以由计算机处理器以预编程的顺序控制。

为了在转子下方的旋转平面和关闭装置 14 之间获得并保持压缩空气的供应, 转子中的叶片的具体数量可以比前述实施例中的大得多。

抽吸罩 11 的下边缘的底部可以装备有硬化的橡胶垫, 飞行器可以在着陆后搁置在该橡胶垫上。在着陆机动过程中, 地面效应将减慢, 飞行器以气垫船提供的方式减速。如果提供了所需的防腐蚀和防水保护, 降落到水体上可以是根据本发明概念的飞行器的标准特征, 用于特殊目的和目的。

现在参考图 29, 有显示。上升气流引导结构 210 的关闭装置 15 的结构。上升气流引导结构 210 由一对同心布置的圆柱形壁 20 和 21 形成, 环形顶壁 41 和环形底壁 40 在其间延伸。外壁 20 和内壁 21 之间的空间用于容纳关闭控制伺服系统 23, 每个伺服系统驱动地连接到相应的快门面板 22。外壁 20 设置有多个等间距的通孔 234, 用于接收下通风百叶窗操作伺服系统, 这将在下面的段落中描述。

现在参考图 2 在图 14 中, 示出了闭合装置 15 的闭合控制伺服机构 23 的放大细节。快门面板 22 固定地连接到轴 37, 使得轴 37 的旋转带动快门叶片 22 一起旋转。轴 37 包括部分 212, 该部分 212 具有形成在其中的齿轮齿, 用于与形成在圆柱轴 36 中的齿条 214 啮合。轴 36 连接到活塞 35, 活塞 35 可在气缸 34 内双向移动。气缸 34 是双作用流体操作气缸, 具有设置在其相对端的流体输入/输出口 33。用于相应快门叶片 22 的每个轴 37 通过形成在内壁 21 中的孔支撑在叶片 22 的相对端上。

现在参考图 2 图 10 显示了下洗关闭系统的放大细节。14, 其中每个快门叶片 30 的旋转角度由各自的伺服机构 25 控制, 伺服机构 25 包括双动缸, 双动缸具有连接到轴 27 的活塞 26。轴 27 通过形成在轴 27 上的多个花键滑动地连接到叶片 30 上, 这些花键接合设置在叶片 30 的相对端上的开槽衬套 28。轴 27 的远端设置有一对螺旋凸耳 29, 用于在轴 27 被活塞 26 滑动移动时向轴 27 传递旋转力矩。因此, 当轴 27 滑动穿过叶片时, 叶片 30 借助于与轴 27 的花键连接而旋转。30 并通过凸耳 29 旋转。设置在叶片 30 相对两端的一对轴承 31 和 32 确保叶片响应轴 27 的转动而自由转动。

在关闭位置, 如图 2 所示如图 11 所示, 每个快门叶片 30 被布置成使得每个叶片的横轴。位于一个连续的平面上,

QQ475725346
ONE OR ET

从而关闭罩 11 和结构 210 之间的环形开口。如图 1 和 2 每个发动机 4 的独立燃油箱。单个罐或多个罐中的每一所示如图 12 和 13 所示, 叶片从横轴共面的位置旋转到个都设有气垫 80。这里, 再次通过改变相对的转子叶片组横轴基本平行的位置, 为排出空气的自由流动提供了开 2 之间的推力比来提供飞行器的方向控制, 相对推力不平

衡提供飞行器在合成推力矢量方向上的位移。
现在参考图 1 和 2 参考图 15 和 16, 示出了另一种机 现在参考图 2 参考图 21, 示出了与具有子机身框架 3 身结构, 机身 1' 具有纵向延伸的 cigarshaped 型机身轮的飞机结构 10 一起使用的动力单元的示意图, 垂直和水平廓。如同在碟形机身中一样, 飞机设置有多组转子叶片推力系统由子机身框架 3 支撑。水平推力发动机 6 通过中 2, 转子叶片 2 至少部分地设置在机身的下表面下方。空的保持构件 200 连接到副车架 3, 该保持构件 200 也支撑在飞机机身 1' 的相对侧, 多组对称间隔的旋翼叶片 2 垂直推力发动机 15 99。燃料管线和控制电缆穿过框架 3 的从旋翼基座 71 延伸。为了形成围绕中央上升气流路径内腔并进入形成在发动机支架 200 的壁中的开口, 用于分的下洗气流壁, 一对转子叶片 2' 设置在机身的相对端别分配到两个发动机。转子叶片 2 由轮毂 96 的旋转驱动。上, 并以此为中心。机身相对侧上的旋翼叶片 2 成角度, 轮毂 96 包括一个内部螺旋齿环齿轮, 该齿轮与由垂直驱动以最大化吸力产生的空气动力升力, 其原理已经在前面轴 94 驱动的螺旋小齿轮 95 啮合。垂直驱动轴 94 由支座 97 描述过。机身 1' 可以设置有水平推力发动机, 该发动支撑, 并通过锥齿轮组 93 驱动地连接到发动机 99。如图机具有位于机身后部的排气喷嘴 73, 用于提供纵向推所示, 发动机 99 的输出还通过传动装置 146 连接到车轮 42, 力。具有升降机身轮廓的机身 1' 可以设置有多多个窗 74 用于在地面上推进车辆。轮毂 96 由中空的发动机支架 200 和检修门 52, 这是通常在商用飞机中发现的类型。通过轴承支撑件 103 可枢转地支撑, 轴承支撑件 103 具有

现在参考图 2 参考图 17, 示出了碟形机身 1 的替代定内环 104, 内环 104 支撑在上轮毂壳体 101 上。轮毂 96 的位系统。每个转子驱动塔架 218。通过枢转结构 216 连相对端由止推轴承 105 支撑, 止推轴承 105 支撑在下轮毂接到机身 1, 用于成角度地移动各组旋翼叶片 2 的推力壳体 102 上。

矢量。因此, 每个挂架 218 可以在 30 度-45 度的角度范 除了起落架机轮 42 之外, 该系统还可以包括一个可围内旋转, 以最大化吸力产生的空气动力升力, 或者任伸缩伸展的着陆腿 86, 该腿 86 具有一个旋转的着陆垫 87, 何禁止转载挂架 218 可以旋转高达 90 度, 以提供矢量该着陆垫 87 枢转地连接到其上。着陆腿 86 可以通过使用推力, 以在预定方向上推进飞机 100。这里, 当飞行器气动弹簧进行液压操作和缓冲。

在推力产生的升力和升力体的空气动力升力之间转换 尽管已经结合本发明的具体形式和实施例描述了本时, 来自向下的旋翼的推力随着水平方向的旋翼推力的发明, 但是应当理解, 在不脱离本发明的精神或范围的情增加而逐渐减小, 其中由向下的旋翼产生的升力被机身况下, 可以进行除了上述讨论之外的各种修改。例如, 等 1 的升力代替。

现在参考图 1 和 2 现在参照图 18-20, 示出了垂直起以独立于其他特征使用, 并且在某些情况下, 元件的特定落飞机 100 ", 其具有凹入的底部表面, 用于改善上升位置可以颠倒或插入, 所有这些都不脱离如所附权利要求的吸入气流的流动路径, 该上升的吸入气流在底部机身中限定的本发明的精神或范围。

表面上形成高压区域。如图所示, 每个转子叶片组 2 由 声称的是:

各自的发动机 4 驱动, 发动机 4 通过中空支架 212 连接 50 1. 一种垂直起落飞机, 包括:

到机身 78。飞行员座舱 7 由在座舱 7 和发动机壳体之间 具有上表面部分和下表面部分的机身, 所述上表面部分和下表面部分一起形成限定升力体的预定表面延伸的多个梁 75 支撑。每个梁 75 都设有稳定器 76 和 77, 它们位于下洗气流和吸入气流通道中, 用于使飞行 轮廓;

器绕其垂直轴线轴向旋转。 55 连接到所述下表面的第一推进装置

整体轮廓。梁 75 的轮廓是空气动力学的, 并且可旋 同时利用所述第一推进装置的抽吸作用来产生空转调节, 以最小化空气动力学阻力。旋翼的下洗气流将气动力升力, 以通过从所述机身下方的中心区域排出空气远离飞机下方的中心区域, 这是救援任务或其他特殊目来增大总升力推力, 从而允许额外的空气通过大气压力差的和用户决定的目标的理想特征。

由于飞行员座舱与机身 78 分开设置, 机身 78 可用于碰撞, 由此在所述中心区域附近形成高压区域 65 所述机身储存燃料 79, 或者储存在单个大油箱中, 或者优选储的下表面部分, 并且同时从所述机身上方的区域排出空气, 存在 由此形成低压区域

禁止转载

- 所述第一推进装置包括围绕所述机身的周边部分以相互间隔的关系设置的多个可旋转驱动的转子，每个所述转子具有设置在离所述机身周边表面预定距离处的旋转轴，每个所述转子定位在离所述机身的所述下表面预定距离处；还有，
- 用于在垂直和水平飞行期间调节所述吸力产生的空气动力升力的控制装置。
2. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，其中所述第一推进装置包括用于可旋转地驱动每个所述旋翼的装置。
3. 如权利要求 2 所述的垂直起落飞机，其中所述可旋转驱动装置设置在所述机身内。
4. 如权利要求 2 所述的垂直起落飞机，其中所述可旋转驱动装置包括至少三个发动机，每个所述发动机连接到相应的一个所述转子上。
5. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，其中所述第一推进装置包括用于相对于所述机身的垂直中心轴线可旋转地移动每个所述旋翼的装置，每个旋翼保持彼此之间的所述间隔关系。
6. 如权利要求 5 所述的垂直起落飞机，其中所述用于可旋转地移动每个所述旋翼的装置在与所述旋翼各自旋转方向相反的方向上移动所述旋翼。
7. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，还包括第二推进装置，用于在非垂直平面内移动所述飞机。
8. 如权利要求 7 所述的垂直起落飞机，其中所述第二推进装置包括至少一个连接到所述机身的推力源。
9. 如权利要求 8 所述的垂直起落飞机，其中所述推力源枢转地连接到所述机身，用于围绕至少一个轴线选择旋转。
10. 如权利要求 7 所述的垂直起落飞机，其中所述第二推进装置包括用于相对于所述机身的所述垂直中心轴线可旋转地移动所述第一推进装置的装置，同时保持所述第一推进装置之间的所述间隔关系。
11. 如权利要求 7 所述的垂直起落飞机，还包括一个吸入罩，该吸入罩与所述机身的周边部分呈基本同心的间隔关系，用于将气流从与所述机身的所述上表面并列

的所述区域引向所述旋翼。

- 5 12. 如权利要求 11 所述的垂直起落飞机，其中所述吸入罩包括(1)限定第一进气口的上部开口，(2)限定排气口的下部环形开口，以及(3)限定第二进气口的居中设置的下部开口。
- 0 13. 如权利要求 12 所述的垂直起落飞机，其中所述第二推进装置包括(1)形成在所述吸入罩中的交替进气口，该进气口被选择性地打开以形成与其并列的低压区域，以及(2)至少一个交替空气
- 5 形成在所述吸入罩中的排气口被选择性地打开，用于引导由所述第一推进装置排出的空气。
14. 如权利要求 13 所述的垂直起落飞机，其中所述第二推进装置还包括
- 0, 用于选择性地限制设置在所述吸入罩的所述上部开口内的所述第一进气口。
15. 如权利要求 14 所述的垂直起落飞机，其中所述第二推进装置还包括用于选择性地限制所述排气出口的装置
- 5 位于所述抽吸罩的所述下部环形开口内。
16. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，其中所述机身的所述下表面部分基本上是平面的。
17. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，其中所述机身的所述下表面部分具有凹形横截面轮廓。
18. 如权利要求 17 所述的垂直起落飞机，还包括刚性悬挂在所述机身上的飞行员座舱。
19. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，包括用于同时将所述旋翼倾斜到预定位置以进一步增加所述吸力产生的空气动力升力的装置。
20. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，包括用于将至少一个旋翼移动到基本垂直位置以产生基本水平飞行的推力的装置。
21. 如权利要求 1 所述的垂直起落飞机，包括用于将至少一个发动机定位在所述机身内部的装置，用于当空气密度不足以支撑所述空气动力升力时，在预定高度以上产生垂直推力。
- *****

美国专利商标局

更正证书

专利号： 5, 178, 344

DATED。： 1993 年 1 月 12 日

发明家： Vaclav Dlouhy

证明错误出现在已识别的专利和所述专利证书中

特此更正如下：

圆柱 3、 线条 64； 在 “birds” 一词之前，删除 woird “a ” ,并插入——of
——；

圆柱 5、 线条 39； 删除 这 话 “系统。在 “和
插入 因此 这些词——系统，
在——；

圆柱 5、 线条 59； 删除 这 消息 “an” 并插入
因此——和——。

签名并盖章

1993 年 11 月 2 日

证明:



BRUCE LEHMAN

见证官员

专利和商标专员

QQ475725346
禁止转载

美国专利^[i9]

天
机身飞机

US005203521A

[11]专利号: [45]专利日期:

5, 203, 521

[54]环形

[56]引用的参考文献

1993年4月20日

美国专利文件

[76]发明人: 沃尔夫兰法院第9庭特伦斯·戴,
北领地阿努拉,
澳大利亚, 0812

[21] 应用。编号: 773, 568

[22] 已提交的百分比: 1990年5月11日

[86] PCT 编号: PCT/AU90/00193

371 日期: 1991年11月8日

102(e)日期: 1991年11月8日

[87] PCT Pub. 编号: WO90/13478

PCT Pub. 日期: 1990年11月15日

[30]国外申请优先权数据

1989年5月12日澳大利亚

1989年6月16日澳大利亚 PJ47(O)

[51] Int. Cl.5 B64C 15/00

[52] 美国 a 244/12.2; 244/23° C;

[58]搜索领域

244/23 C, 2.2, 52, 208,

244/73 R, 73 B, 73 C

244/73 B

2, 927, 746 3/1960 Melen 244/12
3,073,551 Bowereox 244/73
B
3,397,853 8/1[^]6 Richardson..... 24-4/23
3,489,374 111[^] Morcom 244/12.2
4,273,302 6/1[^]1 Jordan 244/73 R
X
4,506,099 UWM Cucuzza..... 244/12.2
4,674,708 66/[^]98 del Castillo..... 244/12.2
4,778,128 10/16// Wright et al..... 244/52
.....X
4, 941, 628 7/1990 坂本等人 244/23 C X

外国专利文件

0588302 12/1959 加拿大 244/23 C

1423766 11/1965 法国。

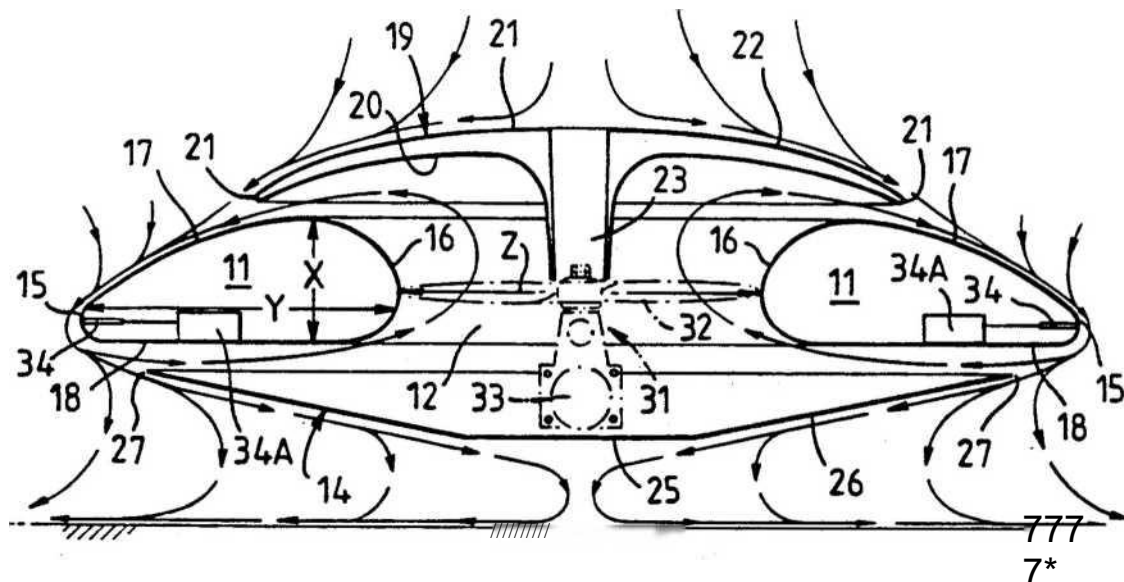
0339462 4/1956 意大利。..... 244/12.2

主考官——小约瑟夫·彼得斯副考官——克里斯托弗·埃利斯
利律师、代理人或事务所——尼克松&范德黑

[57]摘要

一种飞行器, 具有限定中心通道的环形主体; 通道中的上部偏转器、下部收集器和流体驱动器。空气被流体驱动加速, 并围绕环形体循环。收集器将循环空气分开, 并将一部分导入通道, 一部分导入飞机下方, 以提供进一步的推力。

14 权利要求, 2 张图纸



QQ47572 6
ONE OR ET

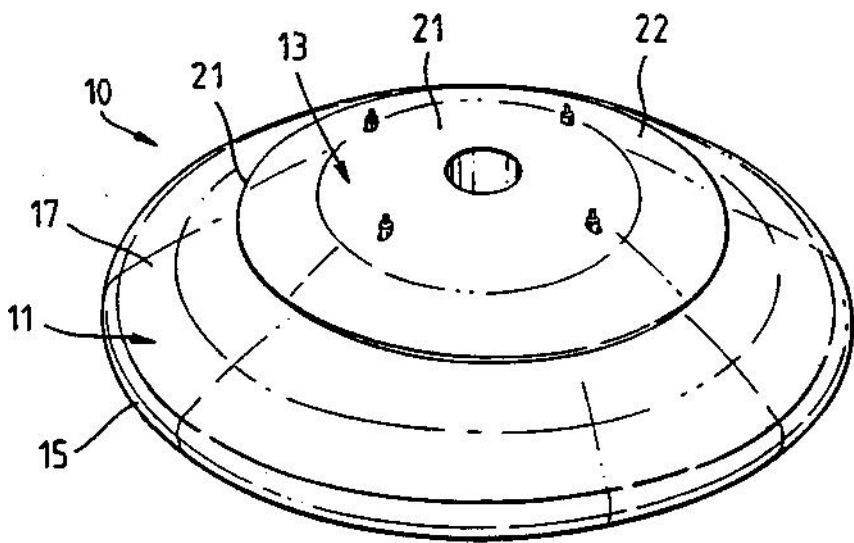


图 1。

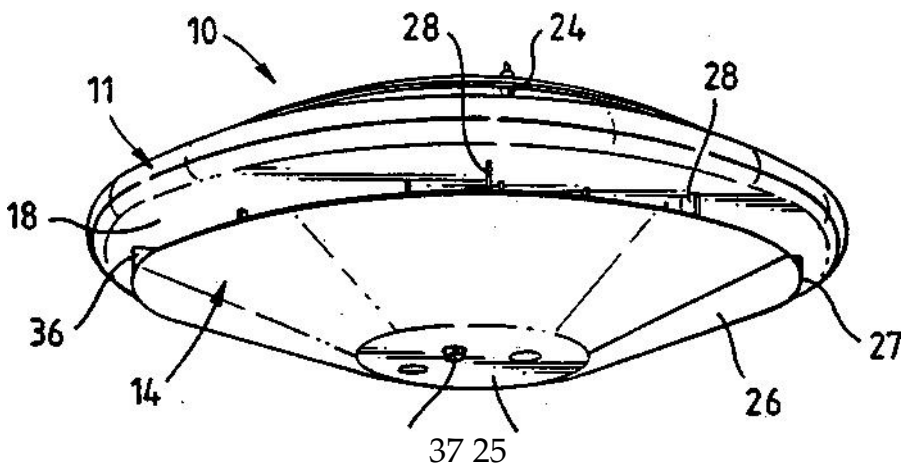


图 2

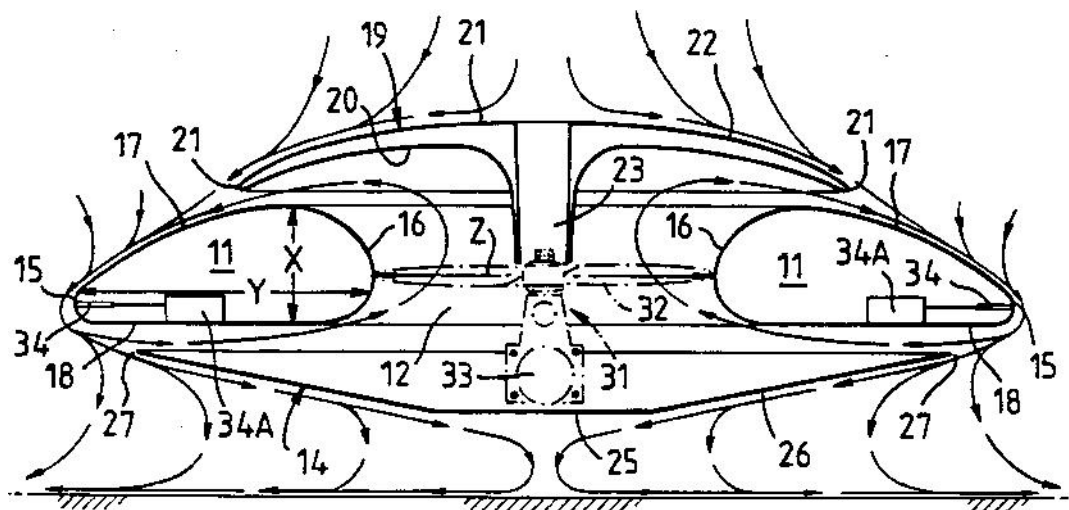
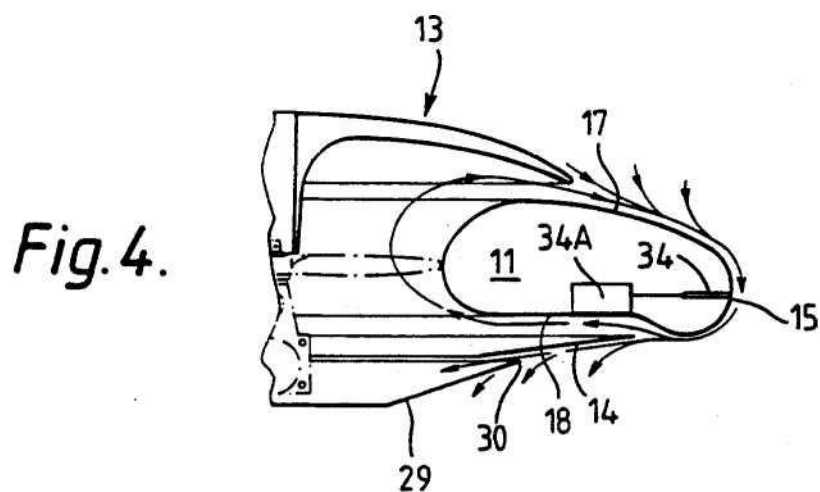


图 3。



1 环形机身飞机

技术领域

本发明涉及一种具有垂直升力^能力的飞机，包括那些能在地面上空盘旋的飞机。该飞机包括一个环形机身。

背景技术 10

具有环形空气翼结构的垂直升力飞机可分为两大类。第一区域包括那些从飞机上方的位置抽吸空气并将空气引导到环形翼型的上表面上的区域。这种飞机的例子可以在美国专利中找到。第 2, 927, 746、2, 978, 206、3, 073, 551、4, 214, 720 和 4, 566, 699 号。

第二种类型的飞机包括那些从飞机下面的位置吸入空气，通过推进系统加速 2Q 空气，并将加速的空气引导到机翼上表面的飞机。这种飞机的例子可以在美国专利中找到。第 4, 674, 798 和 3, 397, 853 号。

美国专利。第 4, 674, 708 号教导了一种具有 25° 环形翼型的飞机，该翼型具有平坦的上表面和下表面。空气通过底部开口吸入，并由位于中心通道中的涡轮喷气发动机加速，并被引导到环形空气翼的上表面上。由于空气箔片的构造，空气 30 不围绕翼型的上表面和下表面循环，而是被甩出翼型的外围边缘。该专利没有教导一种翼型构造，该翼型构造允许空气围绕翼型循环，并且将围绕翼型循环的空气 35 的一部分引导至飞机下方以提供额外的推力。

美国专利。第 3, 397, 853 号公开了一种具有环形主体和中心通道的飞行器。推进单元位于中心通道内。偏转器 40 位于通道上方，用于偏转环形体上方的加速空气。杯形或盘形构件位于中心通道下方，并充分延伸通过环形体的最宽部分，以捕获流过环形体的所有空气。

碟形构件的构造不允许循环空气的一部分从主流中分离出来而转向飞机下方以提供额外的推力。在该专利中没有教导碟形构件可以用于分离循环气流。

发明内容

本发明的目的是提供一种飞机 55，其可以至少部分克服上述缺点。

在一种形式中，本发明在于一种飞行器，包括环形主体，其具有通道、最外周边、翼型表面和表面构造，以促进流体围绕所述主体的循环，加速流体通过所述通道 65 的流体驱动器

设置在所述通道上方以引导加速流体从所述通道向外穿过所述环形体表面的偏转器，以及设置在所述通道下方的收集器，所述收集器具有在所述环形体的所述最外周附近终止的外围边缘，用于将围绕所述环形体循环的一部分流体引导至所述流体驱动器，并将围绕所述环形体循环的一部分流体引导至所述飞行器下方。

环形体可以具有近似于扁平圆环的横截面结构。大致扁平的环形构造有助于流体围绕环形体的表面流动并通过通道。圆环体可以包括加厚部分。加厚部分可以设置在主体的内周或外周附近，以增强环形主体周围的流体流动。

环形主体可以被构造使得主体表面的一部分包括飞机的最低部分。

优选地，环形主体具有大致翼型构造的上表面。

环形体可以是实心的，或者可以包括禁止转载内部空间或隔壁。这些空间可适用于储存货物、容纳乘客，并可包括飞行员舱。

禁止转载

流体驱动器优选位于通道²内，以加速流体从下部位置通过通道到达上部位置。流体驱动器可以包括推进器。推进器可以延伸穿过与通道壁间隔很近的区域。推进器可以由马达驱动。马达可以位于通道的下部。电机可以由收集器支撑。

可选地，流体驱动器可以包括喷气发动机、燃气轮机或其他类型的推进单元。

偏转器可以相对于所述环形体刚性安装，或者可以相对于所述环形体移动。

偏转器可以相对于环形体倾斜或固定。偏转器可以通过多个间隔物与环形体隔开。间隔件可以围绕环形体环形间隔开。

偏转器和环形体之间的间距可以随着较小的间距而变化，导致从偏转器流出的流体的体积增加。

偏转器可以通过支柱或紧固件固定到环形体和/或收集器上。紧固件可以包括延伸穿过间隔件内部的细长螺栓。

防护器在结构上可以基本上是盘状的。偏转器可以具有邻近通道的内表面，该内表面被构造成为从所述通道流出的加速流体向外偏转穿过环形体的上表面。内表面可以包括基本上位于通道上方并部分悬入通道的中心部分和从偏转器周边的悬置部分延伸的曲面。中央悬垂部分可以包括中空轴。便于接近流体驱动器。

飞机可以包括多个偏转器，以将空气从通道偏转到环形体的表面。另外的偏转器可以邻近偏转器或邻近环形体设置。

收集器可以延伸穿过通道的下部，并且可以与环形主体的下表面间隔开。

收集器可以相对于环形体刚性安装或倾斜。收集器可以以固定或可移动的方式与环形体隔开。可以提供支柱来将收集器与环形体隔开。支柱可以与环形体隔开约 5°。

收集器可以包括基本上板状的构件。板状构件相对于通道可以是凹的或凸的。

优选地，收集器在结构上基本上是圆形的，并且其直径小于环形体的直径，使得收集器的外围边缘在环形体的最外周附近终止。

收集器用于将围绕环形体循环的一部分流体 15 引向通道，并将围绕环形体循环的一部分流体引向飞机下方。收集器的外围边缘和环形体的最外周之间的距离可以根据围绕环形体循环的流体流的速度而变化，较小尺寸的收集器适用于较高速度的流体流。收集器和环形体之间的间距可以根据进入通道的流体体积而变化，较大的间距适用于较大体积的循环流体。

收集器可以包括禁止转载槽。禁止转载槽可以限定环形槽。环形槽可定位在收集器的外围边缘附近，并可用于进一步将流体转移到通道。

收集器可以包括多个间隔开的板状构件。这些构件可以是逐渐变小的尺寸，以限定多个入口。

35

飞机可以包括禁止转载扰流器。扰流器可以基本上位于环形主体内或者邻近偏转器或收集器，并且可以移动到扰流器破坏围绕环形主体流动的流体的位置。扰流器可以包括可延伸到流体流中的 40° 板状构件。飞机可以并且优选包括四个等间距的扰流器。

飞机可以包括防止反向旋转的装置。该装置可包括禁止转载扰流器，该扰流器中断环形体周围的流体流动，并定位成向环形体提供反推力以抵消反旋转效应。

扰流器可以位于偏转器上或附近和/或收集器上或附近。

50

飞机可以包括合适的电路和部件，以允许它被远程控制。部件可以连接到扰流板和/或驱动装置，以允许远程操作者操作飞机。

55

飞机可以与起落架或支撑腿相关联，以将飞机支撑在地面上方。起落架或支撑腿可以刚性安装或伸缩在飞机机身内。

0 附图说明

将参照一个实施例的以下描述更全面地描述本发明，其中

图图 1 是根据本发明的飞机的顶部透视图，

图图 2 是根据本发明的飞机的底部透视图。

图图 3 是图 1 的侧剖视图 1、

图图 4 是另一种主体结构的局部侧剖视图。

详细描述

附图针对具有环形主体 11 的飞行器 10，该环形主体 11 限定了中心通道 12。偏转器 13 位于通道 12 上方，收集器 14 位于通道 12 下方。

环形体 11 具有最外周 15、最内周 16、上表面 17 和下表面 18。

上表面 17 具有翼型结构，而下表面 18 在外周 15 和内周 16 之间基本上是平面的。

环形体 11 的横截面结构具有邻近最内周 16 的最大厚度(X)的一部分，并且该部分朝向最外周 15 减小。

最大厚度部分(X)与限定在最外侧部分 15 之间的环形体长度的比率约为 0.12。

环形体 11 的最大宽度(Y)与限定在最外周 15 之间的环形体的长度之比约为 0.315。

部分(X)和部分(Y)之间的比率约为 0.378。

图图 4 描述了环形主体部分 11 的另一种构造。在该实施例中，邻近最外周 15 的环形体的构造被扩大，以在上表面 17 和下表面 18 之间提供较平缓的曲率半径，从而有利于流体围绕该部分流动。

当在平面图中观察时，通道 12 基本上是圆形的，并且由最内周 16 上方和下方的环形体 11 的壁部分地限定。

通道 12 的最小直径(Z)与最外周 15 之间的环形体长度的直径之比约为 0.35。

通道 12 包括相对于(Z)直径较宽的上部和下部开口，其壁部分由环形体 11 上向外延伸的表面限定。

偏转器 13 位于通道 12 的上部开口上方。当在平面图中观察时，偏转器 13 的结构基本上是圆形的。偏转器具有外表面 19 和内表面 20，它们沿着外周 21 连接。

限定在最外周 21 之间的偏转器 13 的尺寸与限定在外周 15 之间的环形体的长度之比为约 0.63。

外表面 19 包括基本平坦的中央部分 21 和向环形体 11 延伸的外弯曲部分 22。

内表面 20 包括部分悬入通道 12 的上部开口或出口的中心部分 23 和从部分 23 最外周 21 延伸的基本连续的曲面。

内表面 23 的构造导致从通道 12 延伸的流体被偏转以越过环形体 11 的上表面 17。

该实施例中的中心部分 12 包括中空轴，该中空轴在邻近流体驱动器和外表面 19 之间在外表面近似中心的位置延伸。如有必要，空心轴允许进入流体传动装置。应当理解，空心轴不是必需的，中心部分

QQ475725346
禁止转载

50

6, 203, 521

也可以安装成相对于环形主体倾斜运动，以提供类似的效果。

收集器可以包括相对于地面的凹形横截面结构。这种特殊的配置为飞机提供了更好的悬停特性，因为它将更多的流体截留在飞机下方。

根据本发明的飞行器的另一个优点是，通过通道 12 加速的流体基本上是从围绕环形体 11 循环的流体 10 中抽取的，并且不包括额外的流体。这样做的后果是，当悬停在地面上时，飞机不会吸入地面碎片或水(如果悬停在水面上)。从收集器 14 下方流过的流体提供了足够的正压，以防止碎片或水对通道 12 的污染。

还应当理解，当燃气轮机或喷气发动机被用作流体驱动器时，流体也将包括涡轮或发动机的废气。这将导致飞行器性能的提高，因为更大体积的流体被加速并围绕环形体流动，并且更大体积的流体在收集器 14 下方流动。

应当理解，在不脱离所附权利要求中限定的本发明的精神和范围的情况下，可以对所描述的实施例进行各种其他改变和修改。

我声称：

1. 一种环形循环流体装置，包括：

具有通道的环形主体，该主体具有上部固定的、不可调节的翼型表面，并进一步构造成便于流体围绕所述主体并通过通道的循环，
加速流体通过所述通道的流体驱动器，
设置在所述通道上方并至少部分覆盖所述上翼型表面 40 的偏转器，以将来自所述通道的加速流体向外引导穿过所述环形体的所述上翼型表面，以及
设置在所述通道下方的收集器，所述收集器具有在所述环形体的最外周附近终止的外围边缘 45，用于将围绕所述环形体并在所述环形体下方循环的一部分流体引导至所述流体驱动器，并将围绕所述环形体并在所述环形体下方循环的另一部分流体向下引导远离所述环形体。

2. 如权利要求 1 所述的设备，其中所述环形体包括基本扁平的环形结构。

3. 如权利要求 1 所述的设备，其中所述流体驱动器位于所述通道内。

4. 如权利要求 1 所述的设备，其中所述流体驱动器包括横向延伸穿过所述通道的推进器，所述推进器的外边缘与通道壁紧密间隔，所述推进器由马达驱动。

5. 如权利要求 1 所述的装置，其中所述偏转器为盘状结构，并包括内表面，该内表面被构造成将从所述通道流出的加速流体向外偏转穿过所述环形体的上表面。

6. 如权利要求 5 所述的设备，其中所述内表面包括位于所述通道上方并部分延伸到所述通道中的中心部分和从所述中心部分延伸到偏转器外围的曲面。

7. 如权利要求 1 所述的设备，其中所述收集器在结构上是盘状的。

8. 如权利要求 7 所述的设备，其中所述收集器形成有中心平面部分和朝向所述环形体倾斜的周围倾斜部分。

9. 如权利要求 1 所述的设备，包括设置在所述收集器下方的另一收集器，以将从所述飞行器下方通过的一部分流体转移到所述通道。

10. 如权利要求 1 所述的设备，包括至少一个用于操纵飞机的扰流器。

11. 如权利要求 10 所述的设备，其中所述扰流器包括板状构件，该板状构件可移动到所述构件破坏围绕所述环形体循环的流体的位置。

12. 如权利要求 11 所述的装置，包括多个围绕所述环形体周边间隔开的扰流器。

13. 如权利要求 1 所述的装置，包括防止所述飞机反向旋转的装置。

14. 如权利要求 13 所述的设备，其中所述装置包括至少一个扰流器，该扰流器与围绕所述环形体循环的流体以足够的角度相交，以向飞机提供推力来对抗沉销。

QQ475725346
ONE OR ET